

Vysoká škola Báňská – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Ústav letecké dopravy

Inerciální navigační systém

Inercial navigation system

Student: Jakub Jaroš

Vedoucí bakalářské práce: prof. Ing. Rudolf Volner, Ph.D

Ostrava 2011

Zadání bakalářské práce

Student:

Jakub Jaroš

Studijní program:

B3712 Technologie letecké dopravy

Studijní obor:

3708R036 Technologie letecké dopravy

Téma:

**Inerciální navigační systém
Inercial Navigation System**

Zásady pro vypracování:

1. Analýza současného stavu a vlastností.
2. Hardware-ové a software-ové řešení.
3. Aplikační možnosti.
4. Prezentační program.

BP musí v rámci úvodu obsahovat kapitolu se stanovením cílů práce a v závěru zhodnocení dosažených cílů.

Seznam doporučené odborné literatury:

- Volner, R. a kol. Flight Planning Management. Brno: CERM Brno. 2007. ISBN 978-80-7204-496-2
Volner, R. Letecká radiotechnika. Praha: ČVUT Praha. 2003. ISBN 80-7204-294-7
Volner, R. Digitální technologie - elektronické přístrojové systémy. Ostrava: VŠB-TU Ostrava. 2007. ISBN 978-80-248-1640-1
Volner, R. Radionavigace I. Ostrava: VŠB-TU Ostrava. 2008. ISBN 978-80-248-1917-4

Formální náležitosti a rozsah bakalářské práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí bakalářské práce: **prof. Ing. Rudolf Volner, CSc.**

Datum zadání: 17.12.2010

Datum odevzdání: 23.05.2011

doc. Ing. Vladimír Smrž, Ph.D.
vedoucí katedry

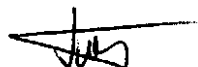


prof. Ing. Radim Farana, CSc.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího bakalářské práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V ostravě dne 23.5.2011

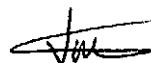


Jakub Jaroš

Prohlašuji, že:

- Jsem byl seznámen s tím, že na moji bakalářskou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo.
- Beru na vědomí, že Vysoká škola Báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě bakalářskou práci užít (§ 35 odst. 3).
- Souhlasím s tím, že bakalářská práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího bakalářské práce. Souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO.
- Bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona.
- Bylo sjednáno, že užít své dílo – bakalářskou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- Beru na vědomí, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V ostravě dne 23.5.2011



.....
Podpis

Jméno a příjmení autora práce:

Jakub Jaroš

Adresa trvalého pobytu autora práce:

Radotínská 961/11, Bílovec, 743 01

ANOTACE BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

JAROŠ, J. *Inerciální navigační systém* : bakalářská práce. Ostrava : VŠB – Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy, 2011, 52 s. Vedoucí práce: Volner, R.

Bakalářská práce se zabývá problematikou navigačních systémů letadel, především nezávislých (INS). V úvodu jsou popsány a srovnány historicky nejvýznamnější typy navigačních zařízení. V následující části je analyzován současný stav nezávislých navigačních systémů, včetně systémů ovládání a v neposlední řadě jejich předpokládaný vývoj a aplikace.

Klíčová slova

Inerciální navigační systém; setrvačnick; akcelerometr; strapdown

ANNOTATION OF BACHELOR THESIS

JAROŠ, J. *Inercial Navigation System* : Bachelor Thesis. Ostrava : VŠB – Technical University of Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, Institute for Transport, 2011, 52 p. Thesis head: Volner, R.

Bachelor thesis is dealing with issues connected with navigation systems in aircrafts, especially inercial ones (INS). There are described and compared the historically most significant systems in the introduction. Following is analysed the current condition of inercial navigation system, including the systems of controlling. Last but not least, there is also described the expected progress of the whole system and its application.

Keywords

Inercial navigation system; gyroscope; accelerometer; strapdown

Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval prof. Rudolfu Volnerovi za cenné rady a připomínky a rovněž Ing. Františku Martincovi za poskytnutí zajímavých materiálů.

Obsah

Seznam použitých zkratek.....	8
0 Cíle bakalářské práce	9
1 Navigační zařízení používaná v letectví.....	10
1.1 Historie	10
1.2 Současnost.....	11
2 Srovnání navigačních prostředků	19
3 Popis systému inerciální navigace.....	23
3.1 Základní princip výpočtu	23
3.2 Senzory inerciálních přístrojů	26
3.2.1 Senzory úhlových rychlostí otáčení	26
3.2.2 Akcelerometry	30
4 Hardware systému.....	32
4.1 INS se stabilizovanou základnou	32
4.1.1 Korekce základny	34
4.1.2 Korekce akcelerometrů	36
4.1.3 Chyby inerciálního navigačního systému.....	37
4.2 Alternativní systémy	39
5 Software systému	41
5.1 STRAP-DOWN systémy.....	41
6 Ovládání a aplikace	44
6.1 Zabezpečení.....	44
6.2 Ovládání	44
6.3 Aplikace výstupu z INS.....	48
6.4 Chování v provozu	49
7 Použití INS v dnešních letadlech	50
8 Vývoj.....	53
9 Zhodnocení cílů.....	55
10 Závěr	56
11 Seznam použitých zdrojů	57

Seznam použitých zkratk

ADIRU	Air Data Inertial Reference Unit	Jednotka tvořená ADR a IR
ADIRS	Air Data Inertial Reference System	Soustava jednotek ADIRU (zpravidla 3)
ADR	Air Data Reference	Jednotka zpracující atmosférické údaje
ADM	Air Data Module	Sada analogovo-číslicových převodníků
AHRS	Attitude & Heading Reference System	Jednotka počítající polohu
ATIS	Automatic Terminal Information Service	Vysílání důležitých informací o letišti
CDU	Control Display Unit	Malý ovládací panel ADIRS
CFMU	Central Flow Management Unit	Středisko plánování evr. provozu v Bruselu
CTR	Control Zone	Vzdušný prostor v těsném okolí letiště
DDRMI	Digital Distance & Radio Magnetic Ind.	Panel zobrazující vzdálenosti a radiály VORů
DME	Distance Measuring Equipment	Maják pro měření vzdálenosti
EADI	Electronic Attitude Director Indicator	El. umělý horizont
ECEF	Earth Centered Earth Fixed	Model Země použitý v GPS
EFIS	Electronic Flight Instrument System	Elektronický systém zobrazení let. přístrojů
EGI	Embedded GPS Inertial	Vzájemně integrované systémy inerciální a GPS
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning Sys.	Vylepšený systém varování při blízkosti země
EHSI	Electronic Horizontal Situation Indicator	El. ukazatel horizontální situace
FADEC	Full Authority Digital Engine Control	Systém řídící turbokompresorové motory
FCRR	Four-Course Radio Range	Čtyřsměrový maják
FIR	Flight Information Region	Vzdušný prostor se službou ŘLP
FMGC	Flight Management Guidance Computer	Počítač zpracovávající letový plán aj.
FMS	Flight Management System	Počítač zpracovávající všechny navigační údaje
FRA	Force Rebalance Accelerometer	Nový typ akcelerometrů, eliminujících tření
GALILEO	Evropský družicový navigační systém	Vlastníkem je EU
GLONASS	Ruský družicový navigační systém	
GNSS	Global Navigation Satellite System	Globální navigační družicový systém
GPS	Global Positioning System	Globální polohový systém
GPWS	Ground Proximity Warning System	Systém varující před blízkostí země
HAE	Height Above Ellipsoid	Výška nad elipsoidem, používaná GPS
ICAO	International Civil Aviation Organization	Organizace pro mezinárodní civilní letectví
ILS	Instrument Landing System	Systém pro přístrojové (přesné) přistání
IMU	Inertial Measurement Unit	Část INS tvořená gyroskopy a akcelerometry
INS	Inertial Navigation System	Inerciální navigační systém
IR	Inertial Reference	Jednotka podávající informace o poloze letadla
IRS	Inertial Reference System	Inerciální referenční systém
MCDU	Multifunction Control Display Unit	Multifunkční display a ovládací panel INS
MEMS	Micro Electro-Mechanical Systems	Mikroelektronické akcelerometry (piezoel.)
NDB	Non Directional Beacon	Nesměrový maják
ND	Navigational Display (=EHSI)	Doplňkový navigační display
PFD	Primary Flight Display (=EADI)	Primární navigační display
QZSS	Quasi-Zenith Satellite System	Japonský navigační satelitní systém
RDF	Radio Direction Finder	Zařízení pro určení směru zdroje signálu
RNAV	Area navigation	Způsob prostorové navigace mezi radiomajáky
RNP	Required Navigation Performance	Požadovaná navigační výkonnost
RVSM	Reduced Vertical Separation Minima	Prostor snížených vertikálních rozestupů
ŘLP	Air Traffic Control	Řízení letového provozu
TCAS	Traffic Collision Avoidance System	Systém zabraňující srážkám letadel
TEC	Total Electron Content	Celkový obsah volných elektronů v atmosféře
TMA	Terminal Manoeuvring Area	Koncová řízená oblast letiště
UTC	Universal Time Coordinated	Koordinovaný světový čas
UTC	Ultra Tightly Coupled	Vysoce integrované systémy Inerce a GPS
UHF	Ultra High Frequency	Ultravysoká frekvence (>300 MHz)
VOR	Very high freq. Omnidirect. Radio Range	Všesměrový radiomaják
WAS	Wander Azimuth System	Systém navigace s pohyblivým azimutem
WGS 84	World Geodetic System	Nejpřesnější model Země

0 Cíle bakalářské práce

Práce si klade za cíl seznámit čtenáře s problematikou inerciálních navigačních systémů, ať už z hlediska historie, tak z hlediska srovnání a dnešního využití. Snaží se vysvětlit čtenáři, proč je důležité věnovat se vývoji podobných systémů, byť se nemusí jevit jako nejvýkonnější. S ohledem na rozsáhlou problematiku konstrukčních řešení a celkový úžasný rozvoj techniky, budou nastíněny pouze hlavní a dosud nepoužívanější typy, případně vývojově nejzajímavější konstrukční řešení funkčních částí. Je jasné, že s rychlostí, jakou jde výzkum elektronických zařízení kupředu, není možné pohlížet na tuto práci jakkoliv nadčasově.

Vzhledem k nesporné výhodě inerčních, tedy nezávislých, systémů, budou popsány především tyto systémy, jakož i jejich vývoj a dnešní použití v letecké technice. Dále bude jednoduše nastíněna problematika satelitních systémů, jelikož se jedná o bezesporu progresivní způsob navigace a navíc se zmíním o funkčním spojení obou systémů, které v dnešní době tvoří nejvýkonnější navigační aparát vůbec. V poslední části se budu věnovat konkrétním systémům na dnes používaných letadlech a naznačím, jak významnou roli hrají navigační údaje v dalších systémech letadla. V neposlední řadě se také zamyslím nad možným vývojem systému.

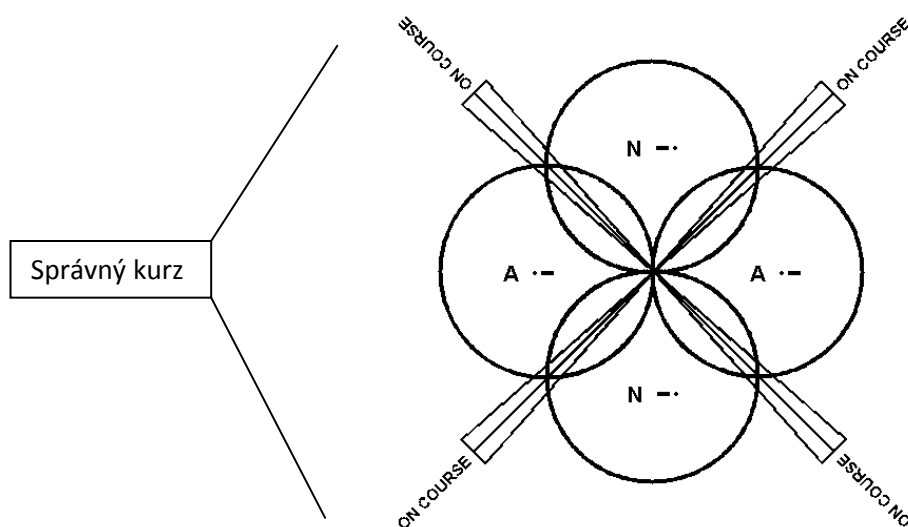
Cílem této práce je rovněž vytvoření prezentačního programu, který bude použitelný k výuce dané problematiky. Program nebude součástí práce, bude vytvořen jako příloha.

1 Navigační zařízení používaná v letectví

V současnosti se pro orientaci letadel, respektive pilotů, v prostoru používá několik zařízení. Mezi širokou veřejností je pravděpodobně nejznámější systém GPS (*Global Positioning System; globální poziční systém*), ale v zásadě nejspolehlivějšími (ne nutně nej přesnějšími) prostředky pro navigaci jsou pozemní radiostanice (radiomajáky), kterých je v současnosti v obydlených částech světa dostatek, což zajišťuje odpovídající zastupitelnost, přestože skutečná přesnost těchto zařízení přestává být dostačující.

1.1 Historie

První radiomajáky se začaly objevovat ve 40. letech minulého století – v tehdejší době se jednalo o sérii majáků postavených podél vytyčených tratí. Maják vysílal 2 znaky v Morseově abecedě, a to znak „A“ (.-) a znak „N“ (-.). Pokud letadlo letělo správným kurzem ($\pm 3^\circ$), oba znaky se sloučily do ustáleného tónu. Tento typ majáku umožňoval celkem čtyři vzájemně kolmé směry přiblížení, čímž si vysloužil název čtyřsměrový radiomaják. (obr. 1.1)



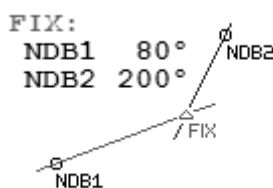
Obr. 1.1 – čtyřsměrový radar [10]

Nároky na přesnost samozřejmě rostly, což vedlo k vývoji vylepšeného palubního systému. Tím byl systém RDF (*Radio Direction Finder; radiozaměřovač*), který byl osazen otočnou anténou, která byla pilotem (resp. kopilotem) natáčena do směru nejsilnějšího signálu, čímž si pilot zjistil směr k majáku. Při použití více radiomajáků byl pilot teoreticky schopen relativně přesně určit polohu.

Posledním vývojovým krokem tohoto zařízení byla automatizace přijímače. Umožnil to vývoj systému ADF (*Automatic Direction Finder; automatický zaměřovač*) jako součást navigačního vybavení letadel, který směřoval k radiomajáku automaticky. Přesnost ADF se může pohybovat okolo 2-5°. Tyto zařízení, byť nejsou zrovna nejpřesnější, jsou dodnes hojně používány především kvůli své nízké ceně a snadné instalaci. Zaměřovače dnes pracují hlavně s pozemními majáky typu NDB (viz. dále).

1.2 Současnost

NDB (*Non Directional Beacon, všesměrový radiomaják*) – volný překlad zní nesměrový maják, tento systém je však více znám jako všesměrový maják. Anténa není vybavena reflektorem a vysílá tedy všemi směry rovnoměrně (což je důležité pro přesnost). Maják využívá nízkých až středních frekvencí. Podle předpisu L10 (ICAO Annex 10) je to rozmezí 190kHz-1750kHz. Vedle volacího znaku daného NDB mohou být vysílány také zprávy ATIS (*Automatic Terminal Information Service; krátká zpráva obsahující nejdůležitější aktuální údaje o daném letišti, především na neřízených letištích*) a jiné. Majáky jsou kromě navigace v prostoru používány i k přiblížení letadel na přistání, nicméně přesnost je značně omezená a piloti si na tento typ často stěžují. Tento způsob navigace nám umožní získat dvě informace – kurzový úhel (úhel mezi podélnou osou letadla a „radiálem“) a azimut radiostanice (= kurzový úhel + azimut letadla). Pokud provedeme měření na dvou zařízeních, jsme schopni vynést azimuty zařízení do mapy, a posléze získat polohu letadla v jejich průsečíku (obr. 1.2).



Obr. 1.2 – výpočet polohy (FIX-u) [12]

Rovněž existují postupy, jak v případě NDB navigace zjistit vzdálenost od majáku, nicméně pro jednoduchost a větší přesnost se radiostanice často kombinují s DME systémem (viz. dále). Jednou z velkých výhod NDB je použití krátkých vln, které celkem snadno kopírují zemský povrch (odraz od vrstev atmosféry) a jejich dosah tudíž záleží především na výkonu radiomajáku. Obecně mají mnohem větší dosah v nižších výškách než např. VOR. Na druhou stranu jsou krátké vlny více ovlivňovány průchodem atmosférou (tlumení a odrazení vln od ionosféry před a po západu Slunce), zemským terénem (odraz od vysokých hor),

bouřkami a podobně. Největší výhodou majáku je jeho nízká cena a snadný provoz. Přesnost systému však ovlivňuje tolik faktorů, že je prakticky nemožné jednoznačně říci, jaká je. Podle umístění vysílače a přijímače na palubě (úhel mezi podélnou osou letadla a signálem) se může přesnost pohybovat mezi 3-6°.

VOR (*Very high frequency Omnidirectional Radio range, všesměrový vysokofrekvenční radiomaják*, obr. 1.3). Tedy všesměrový radiomaják pracující na velmi vysoké frekvenci – 108-117,95 MHz. Značný rozvoj těchto zařízení byl uskutečněn v 50. letech minulého století a doposud zůstávají jedním z hlavních navigačních prostředků pro menší dopravní letadla, mimo jiné je pomocí nich stále ještě vytyčena většina nižších letových cest. Maják vysílá dva signály, které jsou přijímány anténami v letadle. Jeden signál je konstantní ve všech směrech a druhý „rotuje“ kolem majáku. Elektronický systém vyhodnotí časový posun obou signálů a interpretuje výstup jako radiál zařízení.

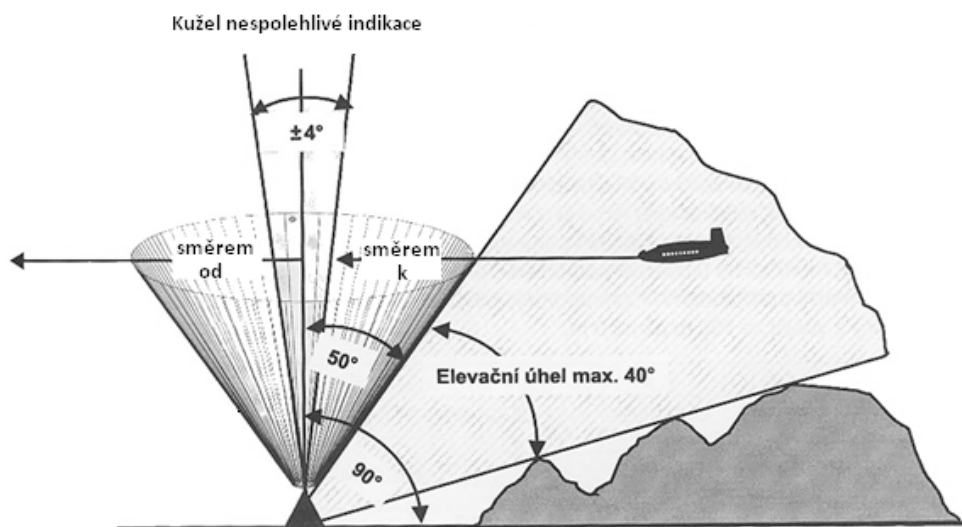


Obr. 1.3 – zařízení VOR kombinované s DME [13]

Hlavní výhodou je, že všesměrový signál není tolik ovlivňován terénem, ani atmosférou, vzhledem k vlnové délce okolo 3 metrů (k ohybu signálu dochází na překážkách srovnatelné velikosti), a je tedy znatelně přesnější a spolehlivější. Z toho také mimo jiné vyplývá, že nemůže snadno kopírovat zemský povrch (ohybem a odrazem od vrstev atmosféry) tak jako signál NDB, a je tudíž nepoužitelný na velké vzdálenosti v nižších letových hladinách. Signál putuje pouze přímo. Obecně mají tyto radiomajáky dosah okolo 40 nm, ale ve vyšších

hladinách se můžeme dostat až na 130 nm, literatura uvádí až 200 námořních mil ve velmi vysokých výškách (např. FL350). Všeměrový maják může být samozřejmě použit k výpočtu horizontální polohy v prostoru (přibližně) podobně jako NDB. Rovněž může být použit jako přibližovací zařízení (ve spojení s DME) – přibližovací manévry jsou však v dnešní době na většině větších letišť vyřešeny samostatným přibližovacím naváděcím systémem – ILS (*Instrument Landing System, systém pro přístrojové přiblížení*), pomocí kterého je schopen přistát i autopilot za nulové viditelnosti.

Přesnost systému se pohybuje kolem $\pm 1,4^\circ$, ale z testů a statistik vyplývá, že v naprosté většině případů (přes 99,9%) je přesnost podstatně vyšší – řádově $\pm 0,35^\circ$ [12]. V souvislosti s tímto systémem se však velmi často hovoří o tzv. kuželu nespolehlivé indikace (obr. 1.4). Při přeletu nad radiomajákem se letadlo dostane do sektoru, ve kterém je signál nestálý, deformovaný nebo nehomogenní, což se projevuje jako chaotické výchylky ručičky. Tohle naštěstí není až tak závažný problém vzhledem k dostatečnému množství majáků. Dnešní přijímače na palubě jsou schopny vybírat nejvhodnější radiomajáky vzhledem k jejich viditelnosti a vzdálenosti.



Obr. 1.4 – kužel nespolehlivé indikace

DME (*Distance Measuring Equipment, zařízení pro měření vzdálenosti*) – jak název napovídá, jedná se o zařízení na měření vzdálenosti. Ve skutečnosti je to opět radar, který ovšem vysílá až na základě dotazu letadla. Svou funkcí připomíná klasický sekundární radar, ale zařízení pracuje obráceně. Letadlo vyšle signál, který je zařízením zpracován a vyslán zpět. Systém v letadle je poté schopen vyhodnotit časovou prodlevu mezi jednotlivými

signály a z té vypočítat šikmou vzdálenost. Přepočet šikmé vzdálenosti na vzdálenost, která by odpovídala skutečné poloze toto zařízení neprovádí – ten je proveden až v konečných zařízeních. Ve spojení se zařízením VOR nebo NDB tak získáme relativně přesnou představu o poloze letadla v prostoru. Pozemní stanice je schopna obsluhovat mezi 100-200 letounů současně a v případě přetížení snížit citlivost přijímače. Zařízení pracuje na frekvencích UHF (*Ultra High Frequency, ultravysoká frekvence*) – mezi 962-1213 MHz. Přesnost zařízení je velmi vysoká – řádově $\pm 0,1$ nm ^[12].

Zařízení se v této době u nás samotné téměř nepoužívá – setkáme se pouze s kombinacemi radiomajáků – NDB/DME, VOR/DME nebo ILS/DME. Nicméně nové trendy naznačují, že se samotné pozemní DME antény budou rozšiřovat. Jednak jsou konstrukčně jednoduché a poměrně levné na obsluhu a údržbu a navíc jsou tyto zařízení z výše uvedených nejpřesnější, což by umožnilo výkonnou leteckou navigaci za rozumnou cenu.

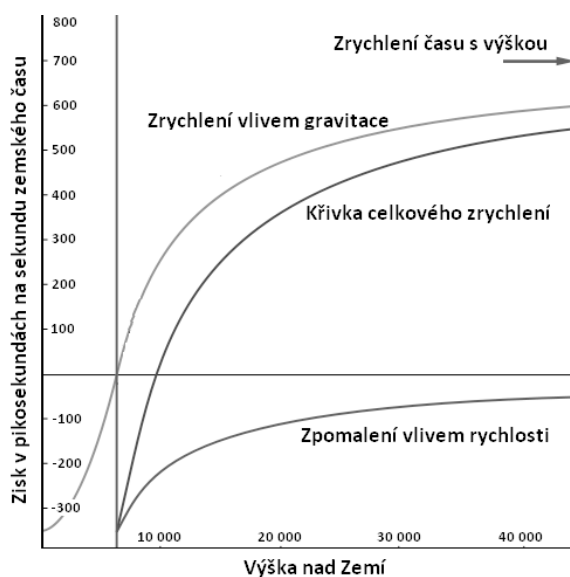
GPS (*Global Positioning System*) – první samostatný systém, který nám umožňuje získat představu o poloze letounu v prostoru. Princip by se dal přirovnat k pozemním radarům, nicméně namísto majáků jsou zde použity družice obíhající Zemi – hlavní výhodou je, že na kvalitní pokrytí celé planety stačí 18 satelitů (lépe 24). První družice se začaly objevovat již v 60. letech. Prvním krokem byl armádní projekt GNSS Transit (*Global Navigation Satellite System, globální družicový navigační systém*) – původně však navrhován především pro námořní účely. Tehdejší vývojový stav umožňoval pouze orientaci na oceánech, bylo potřeba tedy systém přesunout i na souš a navíc jej zpřístupnit veřejnosti. Přesnost tehdy nebyla nijak ohromující, což do té doby rovněž limitovalo použití na pevnině. Nejúspěšnější projekt, který navázal na Transit, byl americký NavSTAR GPS (*Navigation Signal Timing and Ranging Global Positioning System*) – zjednodušeně systém pro určování polohy a času na Zemi. Již v roce 1973 byly na oběžné dráze 4 družice a během deseti let bylo vysláno všech 18 družic (později navýšeno na 24, kvůli zálohování a zpřesnění – a celkový počet neustále roste). V roce 1983 bylo rozhodnuto o zpřístupnění veřejnosti a plná operační dostupnost systému civilistům byla vyhlášena 17. ledna 1994. V současnosti je GPS jediný komplexní družicový navigační systém, který existuje. Vedle tohoto systému nalezneme ještě ruský GLONASS (zatím není plně provozuschopný), či menší regionální (státní) systémy jako čínský Beidou-1.

Princip funkce GNSS je poměrně jednoduchý. Družice vysílá signál, který obsahuje údaje o poloze družice (pohyb po efemeridech – mírně elipsovité dráha družice) a přesném čase – tyto údaje jsou u systému GPS vysílány na stejné frekvenci a jednotlivé družice jsou odlišeny kódově. Mezi jiné způsoby odlišení družic patří např. frekvenční odlišení, které používá

GLONASS, nebo časové kódování. Na základě přijatého signálu z družice jsme schopni vytvořit pomyslnou kulovou plochu okolo družice, která vymezuje prostor, ve kterém se nacházíme. Výpočet polohy počítá s viditelností minimálně 4 družic. Na základě údajů je přijímací systém v letadle schopen sestavit 4 rovnice, ze kterých vypočítá 4 potřebné údaje (latitude – zem. šířka, longitude – zem. délka, HAE – *Height Above Elipsoid*, *výška nad elipsoidem*, UTC – *Universal Time Coordinated*, *světový koordinovaný čas*). Pokud je viditelných družic více, systém průměrováním zpřesňuje polohu. Naopak pokud jsou viditelné jenom 3, systém nepočítá s výškou (HAE=0), a pokud by byly viditelné pouze 2, je systém teoreticky schopen spočítat výšku a čas (lat=0, lon=0), skutečná výška je však polohově závislá, a proto se tento výpočet vůbec neaplikuje. V České republice je zpravidla viditelných 6-12 družic, které jsou dostatečně vysoko nad horizontem (alespoň 10°), a tudíž použitelné pro výpočet.

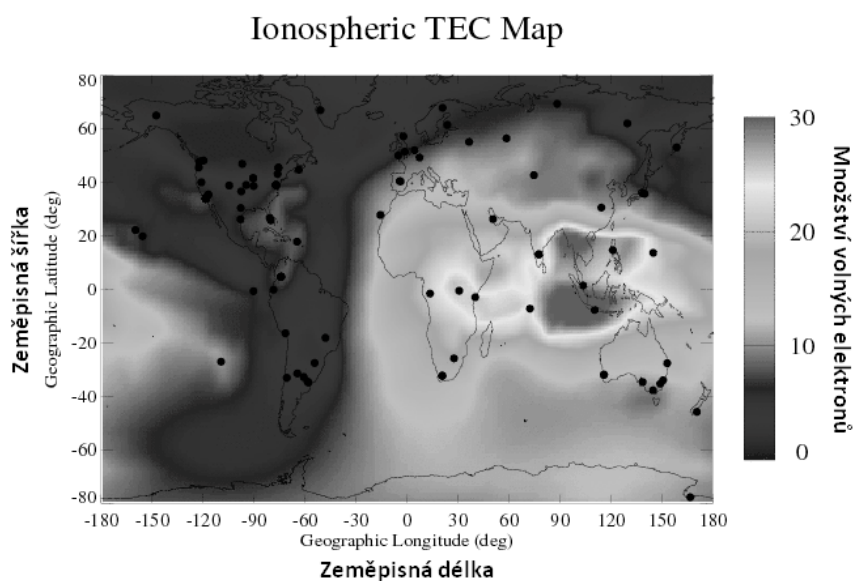
GPS je zatěžován velkým množstvím chyb. Většinu z nich lze téměř eliminovat složitými matematickými modely, vždy se však jedná o určitou predikci, vycházející ze statistiky, která není úplně exaktní. Nejvýznamnější chyby:

- efemeridy kružnic – předpokládané trajektorie družic jsou mírně elipsovité, což způsobuje odchylku v řádech metrů ($\pm 2,1$ m).
- relativistické efekty – vzhledem k tomu, že se družice pohybují vysoko nad Zemí (20 000 km) a navíc vysokou rychlostí (11 300 km/h), je nutné s těmito efekty počítat. Hodiny umístěné v družici se budou zrychlovat v důsledku klesající intenzity gravitačního pole, ale budou se zároveň i zpomalovat v důsledku vysoké cestovní rychlosti. Rozdíl činí asi $+45 \times 10^{-9}$ % oproti zemským hodinám. Systém to řeší buď v navigační zprávě, nebo fyzicky sníží frekvenci vysílání. Větší vliv na chod hodin má nižší gravitační pole (řádově 10x oproti rychlostní dilataci). Obr. 1.5 ukazuje průběh zrychlování hodin družicových oproti pozemským v závislosti na výšce a zpomalení hodin v závislosti na rychlosti družice.



Obr. 1.5 – orientační vliv relativistických efektů [14]

- ionosférická a troposférická refrakce – jako každý jiný signál je i tento navigační signál ovlivňován průchodem atmosférou, především ionosférou, v důsledku výskytu volných elektronů (obr. 1.6). Vlny se lomí, odráží a mají tendenci k vícecestnému šíření. Troposféra působí velmi obdobně. Tuto chybu ovlivňují meteorologické vlivy, Slunce, teplota, tlak a podobně. Je tedy nemožné úplně eliminovat tuto chybu, můžeme jí však minimalizovat např. vysíláním na dvou různých frekvencích zároveň (průchod ionosférou je frekvenčně závislý) a matematickými modely troposfér. Chyba může být v řádech metrů ($\pm 4,7$ m).



Obr. 1.6 – ukázka ionosférické mapy (TEC – Total Electron Content) [14]

- vícecestné šíření signálu – pokud je anténa přijímače částečně zastíněna, nebo se signály v okolí mohou odrážet nebo ohýbat (vlnová délka 20-30 cm), dochází ke zkreslování výpočtů. Matematický model poskytuje částečné zpřesnění, ve vojenských přijímačích je však tento problém řešen vhodnou polarizací antény (signál po odrazu mění svou polarizaci). Tyto chyby jsou velmi malé ($\pm 1,4$ m).
- geometrické rozmístění družic – celkové rozmístění družic na hemisféře může způsobit další chybu. Ta je matematicky snadno odstranitelná.
- Sagnacovo zakřivení – vzhledem k tomu, že časový systém družic je definován pro systém ECEF (*Earth Centered Earth Fixed, nepřesný geodetický model Země*) a ve skutečnosti se jedná o rotační WGS 84 (*World Geodetic System, nejpřesnější model*), je nutné provést přepočet. Chyba není výrazná a lze ji snadno odstranit.
- selective availability (selektivní dostupnost) – poslední a zároveň největší chyba, která zatěžuje systém. Jedná se o umělou chybu vnášenou do vysílaného civilního kódu tak, aby způsobovala chybu asi 50 metrů horizontálně, především kvůli navádění balistických raket. Vzhledem k tomu, že tuto chybu bylo možné potlačit uměle diferenčním měřením, vyvinuli v USA v roce 2000 systém lokálního rušení signálu. Navíc byl možný vývoz pouze přístrojů, které určovaly polohu předmětů letících maximálně ve výšce 18 km (FL600) s nejvyšší přípustnou rychlostí 515 m/s (1000 kt). Je vidět, že tyto limity jsou pro civilní letectví dostatečné. Tím došlo k výraznému zpřesnění systému až na odchylky několika metrů (z ± 60 metrů se zvýšila přesnost až na ± 10 metrů). Tato chyba je již vzhledem k velikosti Země a rychlosti pohybu letadel zanedbatelná.

Bohužel, přestože je systém takto přesný a dostupný prakticky po celé zeměkouli, je stále pod vedením ministerstva obrany USA, které si vyhrazuje právo kdykoliv systém deaktivovat, pokud by např. měli vážné tušení, že je systém využit k navedení balistických raket do USA. Z toho jednoznačně vyplývá, že systém prozatím nemůže být použit jako primární, a už vůbec ne jako jediný navigační prostředek v letadle, především ve fázi přiblížení a přistání. Nicméně v USA je tento systém uznán jako dostačující a trendy naznačují, že se systém postupně rozšíří po celém světě – dnes je např. použit na některých obtížně přístupných letištích, kvůli složité aplikaci pozemních naváděcích zařízení, které by byly příliš drahé.

Následující tabulka (tab.1) srovnává výhody, nevýhody a přesnosti dosud jmenovaných radionavigačních prostředků.

zařízení	dobu	přesnost	počet v ČR	výhody/nevýhody
FCRR	40. léta	$\pm 2,6$ nm	-	Velmi jednoduchá konstrukce
NDB	1945+	3-6°	3	Velmi jednoduchá konstrukce
VOR	50. léta	< 1,4°	9	Slušná přesnost a snadný provoz
DME	50. léta	$\pm 0,1$ nm	2, 12, 23	Velmi přesný a velmi jednoduchý
GNSS	70. léta	desítky m	6-12 sat.	Téměř absolutní přesnost, "nespolehlivost"
INS	60. léta	stovky m	-	Vysoká přesnost, nezávislost

pozn.: DME – 2 ks samostatně, 12 ks letištní DME a 9 ks kombinované (celkem 23)

Tab. 1 – srovnání zmíněných nav. prostředků

2 Srovnání navigačních prostředků

Z předchozího textu vyplývá, že doposud uvedené způsoby navigování nejsou v současné době v leteckém provozu úplně dostačující. Většina letových cest je vymezena pozemními radiomajáky, přesto se může stát, že takovýto systém selže (ať už se vyskytne problém na samotném radiomajáku nebo selže přijímací systém v letadle), rovněž bychom si v letectví představovali trochu lepší přesnost. Navíc je nasnadě provozovat leteckou přepravu po tzv. ortodromách (nejkratší spojnice dvou bodů na kulové ploše), což by přineslo nevídané úspory do letectví, přestože výpočty ortodromických drah jsou náročnější. Tohle do jisté míry umožňuje způsob navigace RNAV (*Area Navigation, prostorová navigace*), který umožňuje navigaci v prostoru mezi radiomajáky. Dnes se jedná o již poměrně rozšířený způsob navigace – díky němu mohlo dojít především k napřímění letových tratí, protože palubní počítače FMS (*Flight Management System, výkonná výpočetní palubní jednotka*) jsou schopny směřovat letadlo k danému fiktivnímu bodu, který je určen přesnou zeměpisnou polohou tak, že počítají radiály na více VOR-ů a/nebo vzdálenosti od DME. Nad FL95 je v České republice v oblasti celého FIR-u (*Flight Information Region, letová informační oblast*) povinnost letadel splňovat navigační výkonnost pro B-RNAV (*Basic, základní*). Přesnost takového systému je uváděna (respektive daná předpisem) na ± 5 NM (z toho vyplývá vzdálenost protichůdných B-RNAV tratí 15 NM). V budoucnosti se samozřejmě plánuje rozšíření některých oblastí a tratí na P-RNAV (*Precision, přesná*), která požaduje přesnost ± 1 NM – dnes je tato přesnost požadována např. na významných mezinárodních letištích, mj. Praha-Ruzyně, především na příletových a odletových tratích. Dá se předpokládat, že se tyto požadavky přesunou i na některé vytížené tratě nad Evropou. Dnešní dobře vybavená dopravní letadla jsou schopna se přiblížit přesnosti 0,15 NM od letěné tratě po celou dobu letu nad osídlenou oblastí, a to především díky spojení INS (*Inercial Navigation System, nezávislý navigační systém*) a dalších do jednoho celku, o kterém bude pojednáno později.

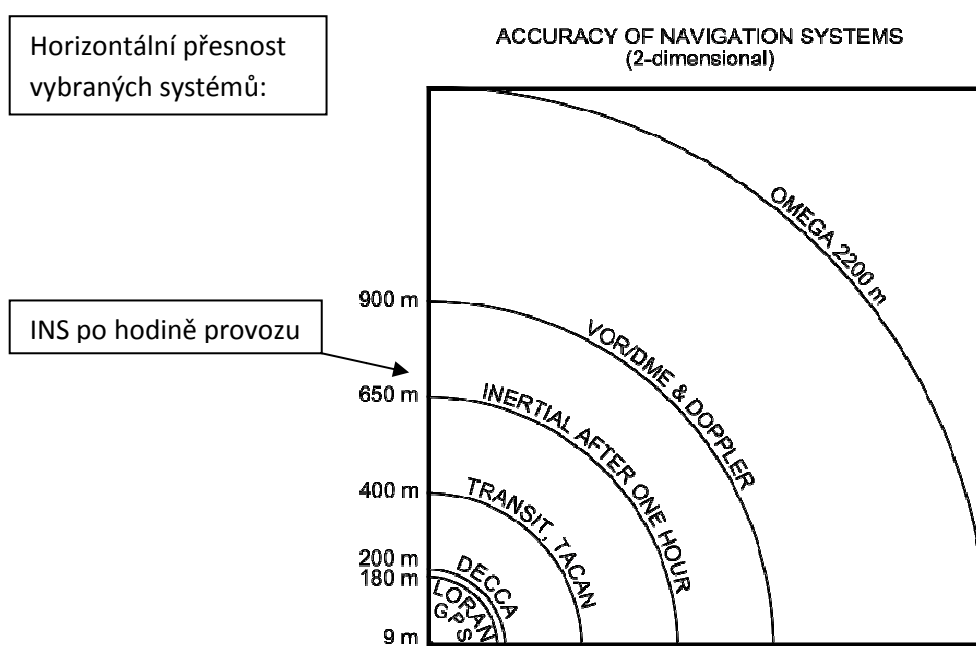
Systém však prozatím stále vyžaduje přiměřené množství pozemních radiostanic, které jsou relativně nákladné na údržbu a provoz. Na druhou stranu je na letových cestách tvořených radiomajáky velmi jednoduchá separace letadel (přestože jsou zde značné vzdálenostní rezervy). Tento problém by však mohl být vyřešen výkonnějšími přístroji typu TCAS (*Traffic Collision Avoidance System, systém pro zamezení srážek letadel*), které mají potenciál mnohonásobně větší než několikaminutová predikce – podařilo-li by se skloubit tyto

systémy s údaji o letových plánech z počítačů FMS. Problémem pozemních stanic je jejich omezená výkonnost, potažmo možné pokrytí – je tedy nutné mít vytvořenou relativně hustou radiomajákovou síť. Velkého zjednodušení by se navigace dočkala, pokud by došlo k absolutnímu uvolnění GPS pro veřejnost s tím, že by nikdo nemohl kdykoliv tento systém ohrozit. Dle mého názoru k tomuto v nejbližší době určitě nedojde, přestože se rýsují „konkurenční“ projekty. Není důvod, aby ministerstvo obrany USA umožnilo 100% přístup k tak významným informacím, navíc zdarma, když do tohoto projektu vložila nepředstavitelný kapitál. Naopak bych jako logický krok očekával, kdyby se signál zakódoval s tím, že by byl přístupný pouze platícím zákazníkům. Tohle řešení je samozřejmě utopie, prakticky není možné ho uhlídat. Ovšem na druhou stranu dochází k vývoji dvou dalších celosvětových nezávislých satelitních navigačních systémů. V roce 2012 by měl být uveden do plného provozu již zmíněný ruský systém GLONASS a v roce 2014 evropský systém GALILEO. Oba systémy prozatím počítají s uvolněním polohových informací veřejnosti, čili budou použitelné v letecké navigaci. Zajímavostí je, že systém GALILEO by měl být kompatibilní se systémem GPS, a tudíž by bylo při plné operační schopnosti obou systémů a měření na více frekvencích možno dosáhnout zřejmě finálního zpřesnění (až na ± 5 m). Na příjem a vyhodnocení by tedy stačil jeden sdružený přístroj, který by mohl použít informace jak z jednotlivých systémů, tak z obou zároveň. Tento rozvoj bude jistě znamenat implementaci satelitních systémů tohoto typu do takřka všech dopravních letadel (již dnes je většina letadel vybavena těmito systémy), jelikož jsou jednoduše nejpreciznější, jaké jsme v současnosti schopni vyrobit, přestože s přesností samozřejmě výrazně narůstá cena.

V současnosti je však funkční jenom systém GPS, který má na oběžné dráze celkem 30 funkčních satelitů, které pokrývají celou Zemi, což je nesrovnatelné např. s počtem VORů. Satelity jsou bezúdržbové, poháněny solární energií. Přesto stojí jejich provoz americkou vládou necelou miliardu dolarů ročně (satelity mají omezenou životnost – 20-30 let, navíc je po celé Zemi několik kontrolních stanovišť).

Největší problém navigace je v současnosti spolehlivost a do jisté míry i přesnost. Vzhledem k prozatím omezené přesnosti prostorové navigace, jsou zákonem postavené podmínky na ochranné koridory letadel velice přísné. Pokud by došlo k prokazatelnému stabilnímu zpřesnění navigačních systémů, mohlo by dojít k zúžení těchto ochranných prostorů, a tím i ke zvýšení kapacit letových prostorů, které již při současném počtu letadel nedostačují – výsledkem je slotová politika CFMU (*Central Flow Management Unit v Bruselu, centrum pro uspořádání letového toku*) a vytvoření umělé prodejní komodity a další zbytečné náklady na již drahý letecký provoz.

Jednou z možných cest, kterými by vývoj letecké navigace mohl směřovat, je navigace inerciální. Jak název napovídá, jedná se o systém, který je celkově nezávislý na vnějších zdrojích signálu, apod. Systém vlastně navazuje na jeden z prvních navigačních prostředků (resp. postupů) používaných v letectví a nejenom v letectví. Jedná se o techniku Dead Reckoning – „you’re Dead, if you don’t Reckon properly“^[10] (jsi mrtvý, když si to pořádně nespočítáš), jak bývá interpretována, přestože základ zřejmě pochází z Deduced Reckoning (dedukce). Letadlo je v podstatě schopné se orientovat v prostoru pouze za použití techniky, kterou má přístupnou na palubě – konkrétně jsou to měřiče výchylek letadla v jednotlivých osách a měřiče zrychlení a počítačová jednotka, která neustále počítá výslednou polohu. Ačkoliv by se mohlo zdát, že tento systém je bezchybný, už samotná metoda měření zavádí progresivní chybu (s časem narůstající). Pro představu o přesnosti jednotlivých navigačních systémů uvádím následující obrázek (obr 2.1). Soustava TACAN byla vyvinuta pro vojenské účely – nahrazovala systém VOR/DME, ale byla přesnější. Pracovala v rozsahu UHF frekvencí a jejím výstupem byla poloha určená v polárních souřadnicích s počátkem v pozemní stanici. Měření vzdálenosti pracuje na stejném principu jako DME (dotazovač na palubě, odpovídač na zemi). LORAN pracuje, podobně jako NDB, na nízkých frekvencích. V letadle je přijímána série signálů, mezi nimiž je provedena časová difference a posléze vypočtena poloha. Tento systém je používán hlavně v zahraničí (USA, Rusko). Bohužel, trpí podobnými nedostatky jako NDB (atmosférické vlivy), není tedy moc využíván v Evropě.



Obr 2.1 – přesnost používaných navigačních systémů [15]

Jistě, že se inerciální systém jeví jako relativně nepřesný, nicméně existují korekční mechanismy, (které mimo jiné solidně navýší cenu), díky kterým se můžeme dostat až na hodnotu okolo 200-300 metrů za hodinu. Samozřejmě, pokud bychom chtěli takovýto navigační prostředek prezentovat jako primární a zároveň jediný, nedosáhneme požadované přesnosti u delších letů a systém nebude dostačovat. Je potřeba si však uvědomit, že tento systém ke svému provozu nepotřebuje na Zemi v podstatě žádné zařízení, narozdíl od všech ostatních uvedených. To jej řadí na první pozici.

Představme si ale jinou situaci. Použijeme inerciální systém jako základní navigační prvek, který se bude s postupem času dále zpřesňovat vnějšími zdroji, jako jsou pozemní radiomajáky, či družicové systémy (s přihlédnutím na jejich vlastní přesnost). Tento kombinovaný vzájemně korigovaný navigační systém je v současné době nejpřesnější, který bychom mohli v letadle nalézt. Hlavní výhodou INS je, že kdyby všechny ostatní pozemní, či kosmické navigační systémy selhaly, letadlo bude schopno určovat polohu i bez nich. Samozřejmě, že přesnost je v takové situaci omezená, ale u letů kratších až středních bude odchylka sotva významná. Získáme tedy nezávislý systém, jehož výstup bude mírně upravován, bude-li existovat možnost korekce. Později se zmíním o dnes již existujících integrovaných dvojsystémech, především se jedná o INS/GPS, který v mnoha ohledech předčí jakýkoliv jiný samostatný systém. Přestože vývoj a pořízení podobných systémů v dopravních letadlech je vysoce nákladné, umožní splňovat bezpečnostní trendy, na které je dnes kladen největší důraz.

3 Popis systému inerciální navigace

Inerciální systémy se řídí Newtonovými zákony klasické mechaniky, jež byly známy již v 18. století. Systém je tedy postaven na relativně jednoduchém základu, problém nastává až při konstrukci měřících zařízení a korekci chyb.

3.1 Základní princip výpočtu

První Newtonův zákon, zákon setrvačnosti, říká, že pohybující se těleso setrvává v klidu nebo v rovnoměrně přímočarém pohybu pokud na něj nepůsobí vnější síly. Tento zákon lze v praxi dokázat poměrně obtížně vzhledem k silám působícím na Zemi, především gravitaci a odporovým silám. Nejjednodušší kompenzace těchto sil je až na oběžné dráze Země – gravitační síla je zde kompenzována silou odstředivou a odporové síly prostředí, jimiž se má těleso pohybovat, jsou minimalizovány přítomností vakua.

Druhý Newtonův zákon, zákon síly (3.01), říká, že jestliže na těleso působí vnější síla, pak se těleso pohybuje se zrychlením, které je přímo úměrné velikosti této síly.

$$\vec{F} = m \cdot \vec{a} \quad (3.01)^{[1]}$$

\vec{F} - vektor síly působící na těleso

\vec{a} - vektor zrychlení

m – hmotnost tělesa

Zrychlení se v praxi měří poměrně jednoduše pomocí akcelerometrů. Časovou integrací těchto údajů dojdeme nejprve k rychlosti tělesa, následně k uletěné dráze, respektive k poloze v prostoru. Bohužel, už měření zrychlení je zatěžováno chybami, které se následnou integrací kumulují (3.02), je proto nezbytné po čase zpřesňovat údaje v systému dostupnými prostředky – nejčastěji externě.

$$\begin{aligned} \vec{v} &= \int_{t_1}^{t_2} \vec{a} \cdot dt \\ \vec{r} &= \int_{t_1}^{t_2} \vec{v} \cdot dt \end{aligned} \quad (3.02)^{[1]}$$

\vec{v} - vektor rychlosti

\vec{r} – vektor polohy

t_1, t_2 – časové ohraničení pro integraci

Aby bylo v praxi vůbec možné inerciální navigační systém využít, je zapotřebí vedle co nejpřesnějšího měření zrychlení měřit rovněž orientaci akcelerometrů, zjednodušeně řečeno je potřeba změřit, jak je letadlo, případně jakékoliv jiné pohyblivé zařízení, natočeno v prostoru. Toto v praxi zajišťují senzory úhlových rychlostí, známější jako gyroskopy. Na základě znalosti počáteční polohy letadla a směru natočení je možné v reálném čase určovat relativně přesnou polohu letadla v dané referenční soustavě. Z údajů gyroskopu jsme schopni neustále určovat, jak je letadlo natočeno vzhledem k počátku (nejčastěji zeměpisný sever) a z údajů akcelerometrů jsme schopni spočítat uletěnou dráhu v daném směru. Počítačem vybavené systémy jsou tudíž schopny určovat polohu v prostoru za letu.

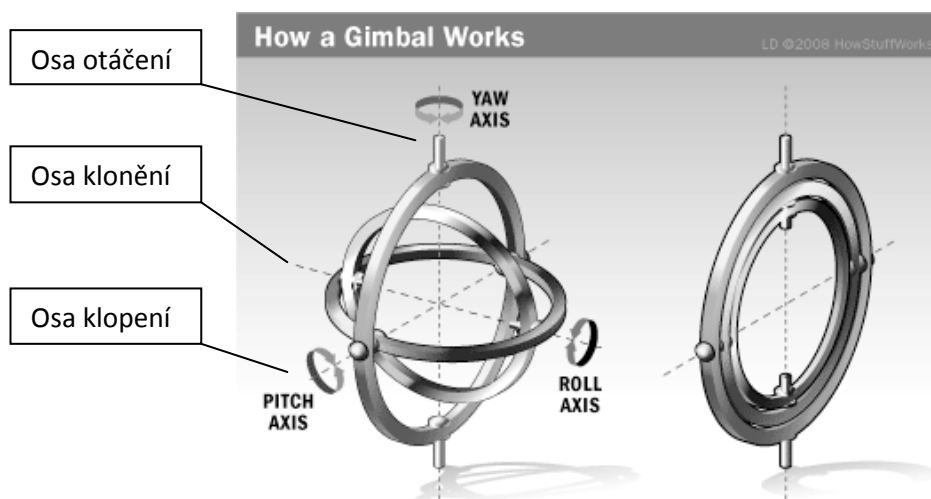
Z uvedeného textu vyplývá, že systém je celkově nezávislý (přestože dostatečná přesnost je časově omezená) na přístupu externích informací, a tudíž soběstačný. Přesnost systému je však závislá především na přesném vyhodnocení počátečního stavu, což může trvat až několik minut, a rovněž na přesnosti měření úhlových rychlostí a zrychlení. Vzhledem k tomu, že mechanická korekce za pohybu tělesa je značně omezená, musí nutně s časem narůstat chyba systému. V dnešní době jsou tedy systémy doplňovány korekcemi z externích systémů, jako jsou systémy GPS. Dnešní technologie dovolují výzkum a výrobu tzv. UTC (*Ultra Tightly Coupled* = *velmi úzce provázaných*) systémů, kdy spolu neustále spolupracují systémy INS a GPS, což přispělo k rapidnímu zpřesnění. U kratších letů však nebývá chyba samotného INS natolik výrazná.

Inerciální systémy lze podle konstrukčního řešení v zásadě dělit na dva typy:

1) Systém se stabilizovanou základnou:

Tento systém je konstrukčně starší a vyřešen poměrně náročněji – akcelerometry jsou sice všechny pevně spojeny se základnou celého systému, tato základna je však „volně“ umístěná v letadle (případně lodi apod.), respektive je umístěná na servomechanismech, které na základě údajů z gyroskopů natáčejí základnu tak, aby směřovala k referenčnímu bodu, nejčastěji zeměpisný sever. Základna je tedy neustále udržována ve směru sever-jih a východ-západ, kde měří zrychlení. Hlavní výhodou je, že systém jako takový již měří zrychlení v referenční soustavě Země, což znamená především eliminaci matematických

přepočtů. Bohužel, tento systém se neobejde bez tzv. Kardanova závěsu, který s sebou přináší chyby v podobě tření, nepřesného uložení a podobně. Navíc je celý systém náchylný k tzv. gimbal-lock efektu, ke kterému může dojít, pokud se všechny závěsy natočí tak, že jejich osy splynou do jedné roviny. V takovém případě systém ztrácí možnost rotace do všech šesti směrů (každé těleso má v prostoru celkem šest stupňů volnosti) a dochází k zablokování (obr. 3.1).



Obr. 3.1 – gimbal-lock efekt – ztráta jedné osy citlivosti [16]

Na obrázku je vidět, že „zablokovaný“ systém se nemůže otočit kolem osy kolmé na rovinu, ve které jsou srovnané závěsy (roll axis na obrázku). Vzhledem ke značně omezené pohyblivosti dopravních letounů je takřka nemožné, aby k takové situaci došlo, nicméně stíhací letouny, případně některé cvičné (akrobatické) letouny, by se do takovýchto situací dostat mohly. Odstranění problému není nijak složité a zpravidla se dá vyřešit přidáním čtvrtého závěsu.

2) Strap-Down systém:

V tomto konstrukčním řešení jsou akcelerometry připevněny přímo ke konstrukci letadla (respektive celá základna systému je spojena s letadlem), a tudíž je měřeno zrychlení v souřadné soustavě letadla. Základna je zpravidla natočená do směru podélné a příčné osy. Tento systém využívá procesu *dead reckoning* v pravém slova smyslu, tedy na základě znalosti předchozí polohy a údajů o zrychlení, směru a čase vypočítává další polohy, na rozdíl od předchozího systému, kde jsou směry zrychlení prakticky konstantní (severojižní a východozápadní). Toto konstrukční řešení umožnilo odstranění Kardanova

závěsu a některých dalších pohyblivých částí, čímž se systém velmi zpřesnil. Rozvoj tohoto systému byl umožněn až vývojem výkonných počítačů.

3.2 Senzory inerciálních přístrojů

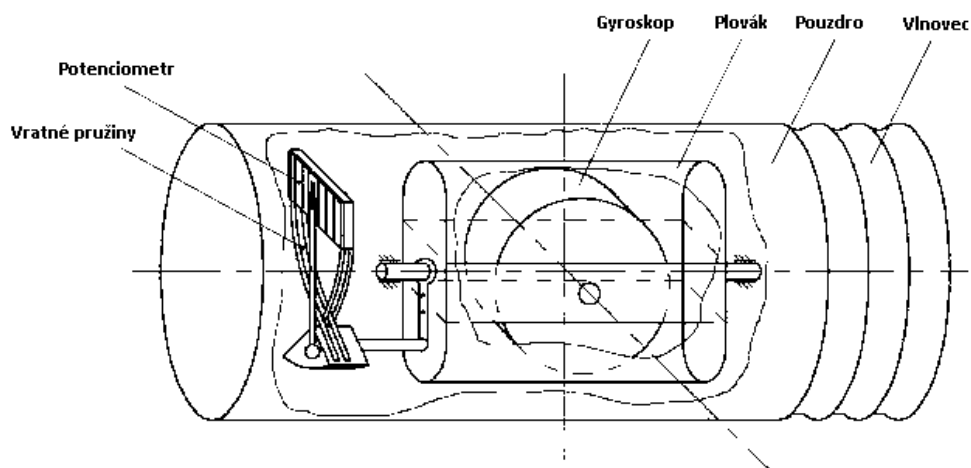
Základní měřicí přístroje jsou, jak již bylo řečeno, akcelerometry a senzory úhlových rychlostí. Signály z těchto senzorů se v referenčních systémech integrují, v navigačních systémech dokonce dvakrát. Největší chyby jsou způsobeny vedle integrace také hysterezí senzorů.

3.2.1 Senzory úhlových rychlostí otáčení

V zásadě existují snímače mechanické a optické. Mechanické jsou konstrukčně starší, jednodušší a levnější, ale také méně přesné.

Setrvačníky lze dále dělit na derivační a integrační. derivační jsou používány k měření úhlových rychlostí otáčení a integrační setrvačníky jsou používány k měření úhlových výchylek. Hlavním rozdílem těchto konstrukčních řešení je přítomnost vratných pružin u derivačního setrvačníku, jež by měl být schopen měřit úhlovou rychlost otáčení v každém časovém okamžiku, naproti tomu integrační setrvačník ukazuje spíše trend úhlové výchylky. Samotné setrvačníky bývají v současné době poháněny nejčastěji elektricky, ať už stejnosměrným napětím v případě méně přesných záložních systémů, tak střídavým třífázovým napětím pro větší přesnost systému. Starší pneumatické pohony zdaleka nedosahovaly takové přesnosti, jelikož zpravidla nedokázaly udržet konstantní otáčky setrvačníku, což je velmi důležité pro správný výpočet. Přístroj bývá hermeticky uzavřen v ochranné atmosféře dusíku. Jedná se o vůbec nejpřesnější senzory, které se v palubní přístrojové technice vyskytují.

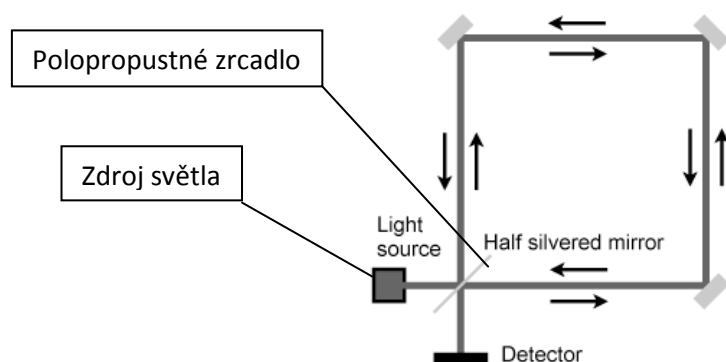
První derivační setrvačníky byly plovákové setrvačníky (obr. 3.3). Setrvačník byl umístěn v ochranné nádobce, která byla zároveň otočným závěsem (rámem). Vnitřní prostor byl vyplněn vodíkem, který mimo jiné zajišťoval chlazení setrvačníku. Prostor mezi nádobkou a vnějším krycím pouzdem přístroje byl vyplněn tlumící kapalinou, která nadlehčovala nádobku a umožnila tím použití velmi jemných ložisek. Vratný moment v těchto gyroskopech zajišťují listové pružiny. Velikost úhlové rychlosti byla potom měřena na potenciometru, který upravoval velikost proudu procházejícího k měřicímu zařízení. Gyroskop byl navíc vybaven vlnovcem, který kompenzoval teplotní roztažnost kapaliny.



Obr. 3.3 – plovákový gyroskop [1]

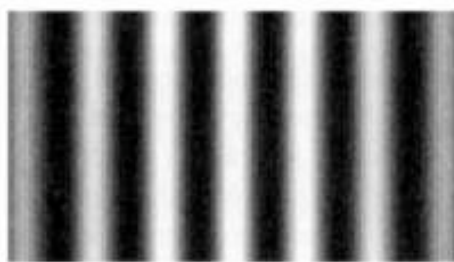
Mezi novější typy gyroskopů patří gyroskopy s vláknitou optikou a laserové gyroskopy. Laserové gyroskopy jsou vývojově nejnovějším typem. Přestože jejich konstrukce jsou velmi drahé, mají celou řadu výhod. Přes malou hmotnost a rozměry, spotřebu elektrické energie, vysokou přesnost a spolehlivost až po krátkou dobu počátečního seřízení. Všechny tyto výhody zřejmě vedly k tomu, že prakticky všechny dnešní gyroskopy, používané v navigaci jsou laserové. První gyroskop tohoto typu byl sestaven teprve v 70. letech minulého století.

Oba druhy gyroskopů jsou založeny na relativně jednoduchém principu (obr. 3.4), ovšem z praktického hlediska je přesné měření velice obtížné a rovněž konstrukce celého gyroskopu je velice složitá. Základem je tzv. Sagnacův jev. Jev je způsoben relativistickými vlastnostmi světla, které má za všech okolností konstantní rychlost šíření. Základní princip obou konstrukcí je podobný. Ze zdroje vychází paprsek světla, který je v děliči jednoduše rozdělen na dva. V samotném těle setrvačníku je buď optický vlnovod, nebo soustava několika zrcadel v případě laserového typu.



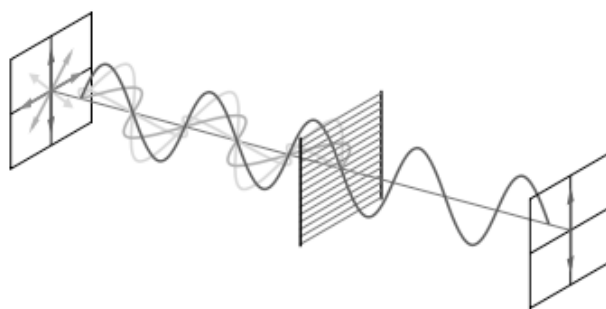
obr. 3.4 - základní schéma optických gyroskopů [18]

Systém s optickým vlnovodem je konstrukčně jednodušší a levnější. Vedle děliče světelných paprsků prochází jeden paprsek ještě posouvačem fáze, aby bylo možné určit směr otáčení. Poté procházejí paprsky kruhovým vlnovodem, každý samozřejmě v opačném směru. Počet závitů a velikost smyčky vlnovodu se různí s ohledem na požadavek přesnosti. Zdrojem světla je v tomto případě luminiscenční dioda. Pokud se gyroskop neotáčí, dorazí paprsky do detektoru se stejnou fází (respektive s posunutou fází vzhledem k posouvači) a paprsky se interferenčně zesilují. Tento stav je tedy brán jako počáteční. Pokud dochází k otáčení gyroskopu na jednu stranu, musí jeden paprsek nutně urazit větší vzdálenost, pokud se systém otáčí v jeho směru a naopak druhý paprsek urazí vzdálenost kratší. To se projeví fázovým posunem. Intenzita interferovaného světla tedy vzroste, a pokud se systém otáčí na stranu druhou, naopak poklesne. To vše je detekováno a vyhodnocováno v detektoru v tzv. interferenčním obrazci (obr. 3.5). Rozdíl v intenzitě světla je funkcí úhlové rychlosti otáčení gyroskopu.



Obr. 3.5 – ukázka interferenčního obrazce

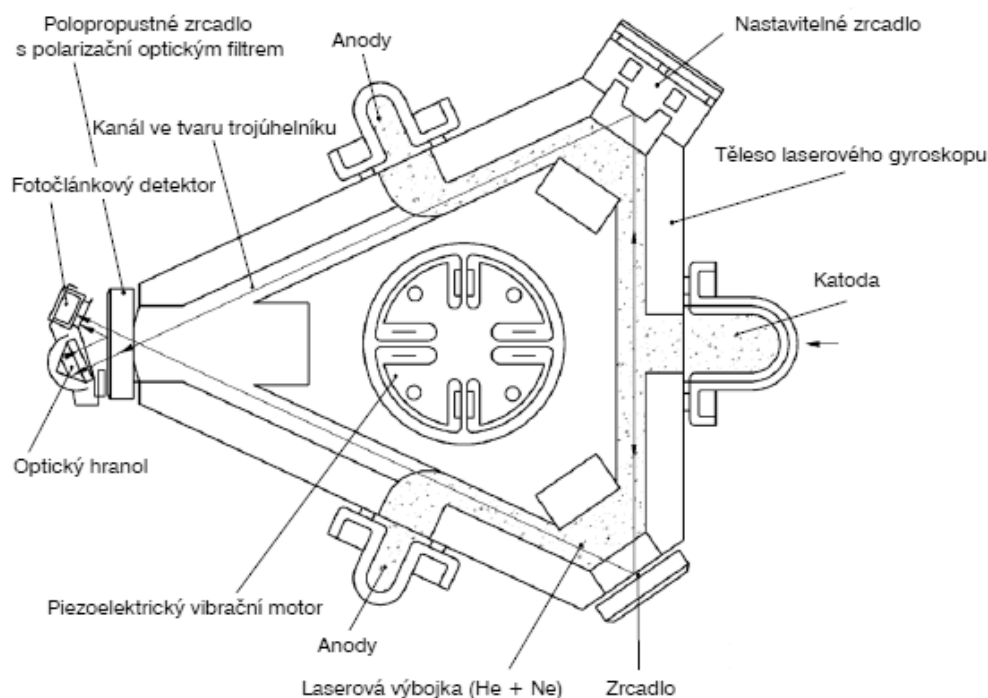
Laserový detektor (obr. 3.7) má velmi podobný princip, ale jeho stavba je poněkud náročnější. Paprsky se do detektoru vracejí s jinou frekvencí. Celé tělo gyroskopu je postaveno na křemenné desce, případně na desce z keramického skla, do kterého je vyhlouben kanálek trojúhelníkového tvaru. V každém rohu kanálku je umístěno jedno zrcadlo. Primárně mají zrcadla za úkol umožnit laserovým paprskům obíhat uvnitř kanálku, sekundárně mají další funkce. Jedno zrcadlo je polopropustné, aby umožnilo paprskům proniknout do detektoru, což je zajištěno polarizačním optickým filtrem, který umožní průchod pouze paprskům správné polarizace (obr. 3.6) – do detektoru pronikne velmi malé množství světla, cca 0,2%. Druhé zrcadlo je nastavitelné, aby umožnilo nastavit délku dráhy paprsku na celočíselný násobek jeho vlnové délky, kvůli zjednodušení a zpřesnění výpočtů. Toto zrcadlo je uloženo na piezoelektrickém krystalu, který pomocí řídicího napětí zkracuje nebo prodlužuje délku dráhy paprsku.



Obr. 3.6 – princip polarizačního filtru [19]

Zdrojem laserového vlnění je zde vysokonapěťová (1500 V) laserová výbojka tvořená dvěma anodami (dva paprsky) a jednou katodou. Prostor ve výbojce a v kanálku je vyplněn nízkotlakou směsí helia a neonu, která je tímto napětím ionizována. Takto získaný laserový paprsek je paprskem spojitého světla různých frekvencí. Ty paprsky, jejichž frekvence vlnění nejsou zapotřebí, jsou absorbovány v odrazných zrcadlech, respektive v jejich potahu. Princip měření je takřka totožný jako u optického gyroskopu. Paprsky jsou po projití kanálkem usměrňovány optickým hranolem a vytvářejí interferenční obrazec, který je snímán fotočlávkovým detektorem. Fotodetektor dále vytváří impulzy, jejichž kmitočet odpovídá rozdílu frekvencí vstřícných paprsků, čímž vytváří výstupní signál gyroskopu. Výstupní diskrétní forma rovněž usnadňuje připojení k počítači. Touto konstrukcí se sice vyhneme klasickým problémům mechanických gyroskopů, jako jsou nedokonalost vyvážení setrvačníku a nedokonalost v jeho uložení, případně i tření v ložiscích nebo kapalině, na druhou stranu však přicházejí nedokonalosti v uložení zrcadel a nedokonalosti jejich krycích vrstev, což jsou bohužel konstrukčně těžko odstranitelné problémy. Přesnost systému rovněž závisí na délce dráhy paprsku – i nepatrné prodloužení může vést ke znatelnému zpřesnění – i zde ovšem narážíme na konstrukční náročnost. Vedle těchto problémů se můžeme setkat ještě s tzv. Lock-in efektem. Ten je způsobován sníženou citlivostí systému při nízkých rychlostech otáčení gyroskopu. Rozdíl frekvencí paprsků je pak sotva znatelný a dochází k jejich vzájemné interferenci. Šířka pásma necitlivosti bývá cca do $\pm 0,1^\circ$ za sekundu. Tento jev lze naštěstí poměrně jednoduše odstranit, a to použitím vibračního (dither) motoru, který vibruje gyroskopem okolo jeho osy citlivosti. Dle mého názoru musí vibrační motor nutně zanést do systému další chybu, zřejmě ovšem nebude nijak významná.

V letadle jsou samozřejmě umístěny celkem tři jednoosé laserové setrvačníky, aby bylo možné měřit vektor celkové úhlové rychlosti, výjimečně však můžeme narazit na gyroskopy se třemi rezonátory.

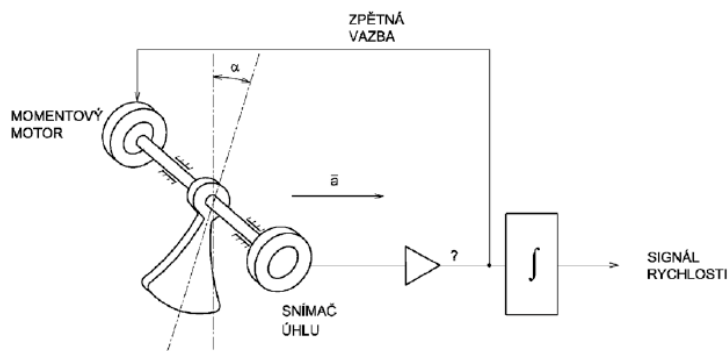


Obr. 3.7 – schéma laserového gyroskopu [1]

Vzhledem k tomu, že se v optických a laserových gyroskopech nenacházejí mechanické části, které by skutečně rotovaly jako setrvačníky, nejedná se o setrvačníky, respektive gyroskopy v pravém slova smyslu. Jediná rotující část je v tomto přístroji v podstatě světlo, přesto však o těchto přístrojích můžeme hovořit jako o gyroskopech.

3.2.2 Akcelerometry

Princip akcelerometru je velice jednoduchý, a také jeho konstrukce nebývá nijak složitá. Přesnost akcelerometrů musí být lepší než 10^{-5} g. Pracovní rozsah pro systémy se stabilizovanou základnou musí být $\pm 2g$, u systému StrapDown $\pm 4g$ a ve svislé ose dokonce $\pm 10g$.



Obr. 3.8 – princip akcelerometru [1]

Existuje celá řada konstrukčních řešení akcelerometrů. Mezi nejjednodušší patří snímání úhlu posunutí kyvadla při působení zrychlení (obr. 3.8), či princip podobný siloměru – měření posunutí malého závaží umístěného na pružinách. Z jednoduchých vzorců lze potom vypočítat příslušné zrychlení.

$$a = -\frac{ky}{m} \quad (3.03)$$

Ve většině akcelerometrů se pohybuje hmotný člen umístěný buď na pružinách, případně na vratném servomechanismu. Úkolem akcelerometru je pak pouze snímat velikost výchylky (**y**), vytočení nebo působící protisíly. Při znalosti hmotnosti závaží (**m**) a konstanty pružiny (**k**) není problém vypočítat dané zrychlení (3.03). První akcelerometry, které byly používány v inerciálních systémech, byly plovákové. Konstrukce byla podobná gyroskopům – malé závaží bylo nadlehčováno kapalinou, která minimalizovala tření a zároveň tlumila jeho pohyb. Hmota byla v plováku rozložena nerovnoměrně, takže se při působení síly posunul a natočil. Výchylka byla měřena indukčním snímačem, který mimo jiné ovládal vratný mechanismus.

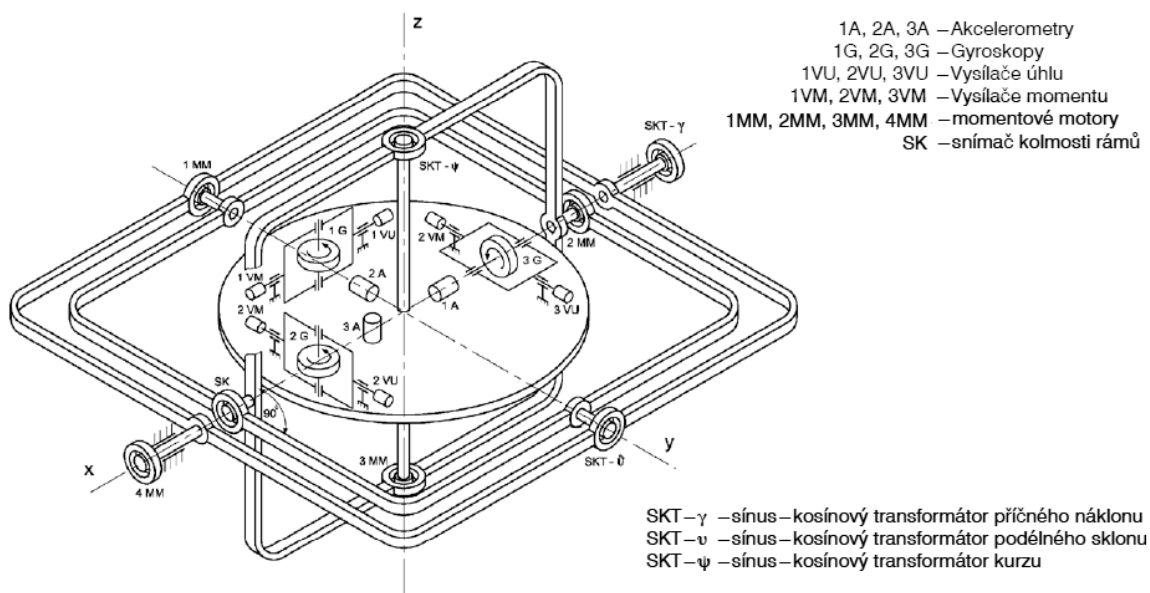
Současné suché akcelerometry FRA (*Force Rebalance Accelerometer, silový balanční akcelerometr*) jsou vyřešeny jako kyvadélka s kompenzací. Při působení zrychlení na letadlo má kyvadélko tendenci se vlivem setrvačnosti vychýlit – to však vyvolá v indukčním snímači napětí, které je využito v kompenzačních cívkách (přes zesilovače). Kyvadélko se tedy v podstatě nepohybuje, takže nedochází k tření, jelikož působící akcelerace je okamžitě eliminována protisilou, jejíž velikost je posléze využita při výpočtu zrychlení. Pracovní rozsah těchto akcelerometrů je až $\pm 10g$ a přesnost řádově $10^{-6} g$, což je dostačující pro dnešní potřeby inerciálních systémů.

Nejnovější výzkumy rovněž přispěly k rozvoji tzv. MEMS (*mikroelektromechanických*) akcelerometrů. Jejich rozměry, hmotnost i cena jsou dnes prakticky zanedbatelné oproti někdejšími mechanickým akcelerometrům. Z konstrukčního hlediska se jedná o piezoelektrické krystaly, které vytvářejí proud v závislosti na deformaci. Pracuje se také na výzkumu laserových akcelerometrů, které pracují podobně jako gyroskopy s tím, že zrychlení opět vyvolá změnu v určitém interferenčním obrazci, který je poté použit pro zpětný výpočet zrychlení a kompenzačních sil pro celkový mechanismus.

4 Hardware systému

4.1 INS se stabilizovanou základnou

Zjednodušeně si můžeme systém se stabilizovanou základnou (obr. 4.1) představit jako desku, ke které jsou připevněny tři integrační gyroskopy a tři akcelerometry. Každá dvojice gyroskop, akcelerometr má osu citlivosti orientovanou na jednu ze tří os souřadného systému, jsou tedy vzájemně kolmé. Celá deska je uložena ve třech rámech – mimo kardanový závěs je uchycena ještě v servorámu, který zajišťuje její neustálé natáčení do správné polohy. Informace o kurzu se snímá na sinus-kosínovém transformátoru SKT- ψ , informace o příčném náklonu na SKT- γ a informace o podélném sklonu na SKT- ν . Výstupy ze snímačů kolmosti závěsů a integračních gyroskopů jsou poté využity pro řízení vratných momentových motorů, které izolují systém od náklonů letadla.

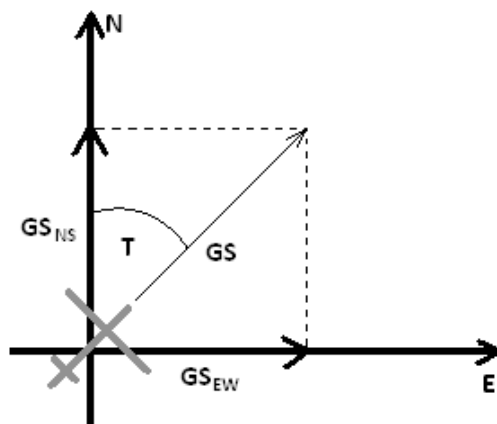


Obr. 4.1 - ilustrace INS se stabilizovanou základnou [1]

Základní stavební prvky jsou tedy akcelerometry. Pokud umístíme dva akcelerometry do roviny tak, že jejich osy jsou na sebe kolmé, můžeme v této rovině měřit zrychlení v jakémkoliv směru. Pokud bychom dvojici doplnili ještě o vertikální akcelerometr, budeme schopni měřit zrychlení v jakémkoliv směru v celém prostoru.

V systémech se stabilizovanou základnou jsou zpravidla akcelerometry natočeny směrem sever-jih a východ-západ, nicméně orientace základny, potažmo akcelerometrů, nemusí být nutně orientována tímto směrem a nastavení může být takřka libovolné.

Pokud na letadlo působí např. zrychlení severovýchodního směru, rozložíme toto zrychlení na dvě složky, a sice směr S→N a W→E. Tyto příslušné složky lze měřit akcelerometry a výsledky vyhodnotit odděleně (obr. 4.2).



Obr. 4.2 – princip rozložení zrychlení

Jednoduchými integracemi jsme schopni vypočítat nejprve složky traťové rychlosti ve směru příslušných os a poté složky dráhy ve směru os.

$$S_{NS} = \int_0^t GS_{NS} dt = \int_0^t GS \cdot \cos T dt$$

$$S_{EW} = \int_0^t GS_{EW} dt = \int_0^t GS \cdot \sin T dt$$

(4.01) ^[1]

GS_{NS} a GS_{EW} – složky traťové rychlosti ve směru příslušných os, vyjádření je zřejmé z předchozího obrázku

S_{NS} a S_{EW} – složky dráhy letounu ve směru příslušných os

T – zeměpisný traťový úhel

Pro malé hodnoty změn zeměpisných souřadnic můžeme zjednodušeně vypočítat přírůstky jako skutečný přírůstek dráhy k poloměru Země:

$$\sin \Delta\varphi \approx \Delta\varphi \approx \frac{S_{NS}}{R}$$

$$\sin \Delta\lambda \approx \Delta\lambda \approx \frac{S_{EW}}{R}$$

(4.02) ^[1]

R – poloměr Země

φ – zeměpisná šířka; $\Delta\varphi$ - změna zeměpisné šířky

λ - zeměpisná délka; $\Delta\lambda$ - změna zeměpisné délky

Palubní počítač tedy jednoduše přičítá $\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi$ a $\lambda = \lambda_0 + \Delta\lambda$, kde φ_0 a λ_0 jsou počáteční zeměpisné souřadnice a přírůstky $\Delta\varphi$ a $\Delta\lambda$ vypočítáme ze vztahů:

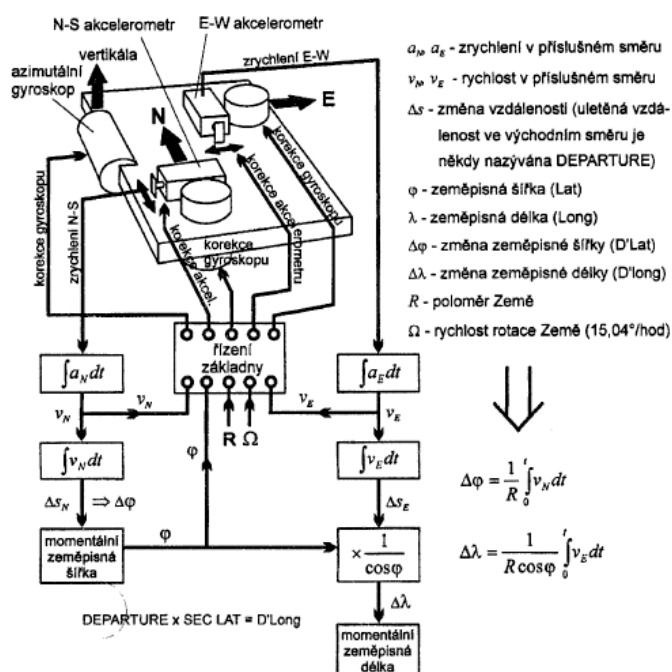
$$\Delta\varphi = \int_0^t \frac{GS \cos T}{R} dt = \frac{1}{R} \int_0^t GS_{NS} dt$$

$$\Delta\lambda = \int_0^t \frac{GS \sin T}{R \cos \varphi} dt = \frac{1}{R \cos \varphi} \int_0^t GS_{EW} dt$$

(4.03) ^[1]

Výstupem z inerciálního navigačního systému může tedy být poloha v zeměpisných souřadnicích (latitude, longitude), rychlost letu, vzdálenosti, případně časy do význačných bodů aj.

4.1.1 Korekce základny



Obr. 4.3 – zjednodušená základna [1]

Schuleroovo kyvadlo – toto kyvadlo je matematický model definován jako kyvadlo se závěsem dlouhým jako poloměr Země, jeho závaží je umístěno do středu Země a bod závěsu je situován na jejím povrchu. Hypotetické kyvadlo je vlastně modelem satelitu, který by obíhal Zemi těsně při povrchu (nerovnosti neuvažujeme), jeho perioda by byla 84,4 minuty. Pokud by na takovéto kyvadlo působilo horizontální zrychlení, závaží by zůstalo ve středu vlivem gravitace a setrvačnosti. Model je přenesen na stabilizovanou základnu. Pokud by byla základna umístěna těsně na povrchu Země a na ní bylo zavěšeno podobné závaží ve středu Země, chovala by se základna přesně tak, jak chceme, aby se chovala. Pokud by byla základna vychýlena v horizontálním směru, závaží by mělo tendenci zůstat ve středu, což by stále zajišťovalo přesnou polohu základny. Stabilizace pomocí gyroskopů potom zajišťuje, že se základna chová právě jako Schuleroovo kyvadlo.

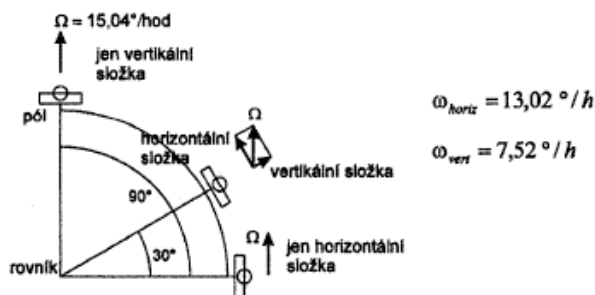
Aby si tedy systém dokázal udržet požadovanou přesnost, je nezbytné, aby si udržoval stabilní polohu a vertikální osa jeho základny směřovala do středu Země, tedy aby byla základna neustále ve vodorovné poloze. Jak již bylo řečeno, o pohyby letadel (ať už zamýšlené, nebo nechtěné z poryvů atmosféry) se stará série servomotorů. Mimo to je ovšem potřeba upravovat natočení základny vzhledem k otáčení Zeměkoule a vzhledem k letu okolo Země.

Země se okolo své osy otáčí úhlovou rychlostí $\Omega = 15,04^\circ/\text{hod}$. Aby tedy osa základny směřovala neustále do středu Země a systém byl vodorovný, je potřeba zavést korekci. Konkrétně je problém řešen natáčením základny okolo N-S osy (horizontální).

$$\omega_{\text{horizontální}} = \Omega \cdot \cos \varphi \quad (4.04)^{[1]}$$

Tímto dochází mimo jiné k odchylce od zeměpisného severu, je tedy zaváděna další oprava, a to oprava okolo vertikální (svislé) osy.

$$\omega_{\text{vertikální}} = \Omega \cdot \sin \varphi \quad (4.05)^{[1]}$$



Obr. 4.4 – znázornění korekce [1]

Podobně jsou do systému zaváděny opravy na let okolo Země. Hodnoty veličin x , y jsou ve vztazích uvažovány kladné.

$$\begin{aligned}\omega_X &= \frac{V_Y}{R} & \rightarrow & \omega_{NS} = \frac{V_E}{R} \\ \omega_Y &= -\frac{V_X}{R} & \rightarrow & \omega_{EW} = -\frac{V_N}{R} \\ \omega_Z &= \frac{V_Y}{R} \cdot \tan \varphi & \rightarrow & \omega_{vert} = \frac{V_E}{R} \cdot \tan \varphi\end{aligned}\quad (4.06)^{[1]}$$

V_X respektive V_E – rychlost letu do východního směru (ve směru osy X)

V_Y respektive V_N – rychlost letu do severního směru (ve směru osy Y)

R – poloměr Země; φ – zeměpisná šířka

4.1.2 Korekce akcelerometrů

Vzhledem k tomu, že základna je neustále korigována vůči referenčnímu bodu, vznikají na akcelerometrech chyby. Chyby nabývají významnosti spíše blíže pólům, kde je korekce základny vzhledem k otáčení Země největší. Opravy jsou zaváděny na výstupech z akcelerometrů.

Dále musí být ještě akcelerometry opravovány o vliv Coriolisovy síly. Tato síla způsobená rotací Země ovlivňuje jak N-S akcelerometry (*severojižní*) tak E-W akcelerometry (*východozápadní*).

Mimo tyto korekce musí být výstup z akcelerometrů opraven ještě o vliv dostředivé síly. Pokud letí letadlo konstantní rychlostí po kruhové dráze, působí na něj konstantní dostředivé zrychlení, které samozřejmě ovlivňuje akcelerometry. Následující tabulka zjednodušeně ukazuje korekce zahrnované v opravách stabilizované základny.

osa	gyroskopy		akcelerometry	
	rotace země	let okolo země	dostř. zrychlení	Coriolisova síla
N-E (severní)	$\Omega \cdot \cos \varphi$	$\frac{v_E}{R}$	$-\frac{v_E^2 \cdot \tan \varphi}{R}$	$-2 \cdot \Omega \cdot v_E \cdot \sin \varphi$
E-W (východní)	žádná oprava	$-\frac{v_N}{R}$	$\frac{v_E \cdot v_N \cdot \tan \varphi}{R}$	$2 \cdot \Omega \cdot v_N \cdot \sin \varphi$
azimutální (vertikální)	$\Omega \cdot \sin \varphi$	$\frac{v_E \cdot \tan \varphi}{R}$	$\frac{v_E^2 + v_N^2}{R}$	$2 \cdot \Omega \cdot v_E \cdot \cos \varphi$

Tab. 2 – opravy zaváděné do INS [1]

4.1.3 Chyby inerciálního navigačního systému

Chyby lze v zásadě dělit do následujících skupin:

- 1) Ohraničené chyby (bounded errors) – tyto chyby nenarůstají s časem, pouze kmitají od své maximální výchylky k minimální (nulové) každých 84,4 minut Schulerova cyklu.

Hlavní příčiny

- Nepřesné vodorovné vyrovnaní základny, ať už způsobené nepřesným počátečním vyvážením, nebo chybou, která se může vyskytnout za provozu. I zdánlivě malé vychýlení způsobuje chybu akcelerometrů (obr. 4.5). Pokud není akcelerometr absolutně přesně vodorovně vyvážen vzhledem ke gravitační síle, je ji ovlivňován a jeho výstupní data jsou proto zkreslená. Velikost $g\epsilon$ (4.07) potom představuje skutečnou velikost chyby od gravitačního zrychlení, ϵ symbolizuje úhel mezi rovinou základny a rovinou kolmou ke směru gravitační síly.

$$a = \frac{dGS}{dt}$$

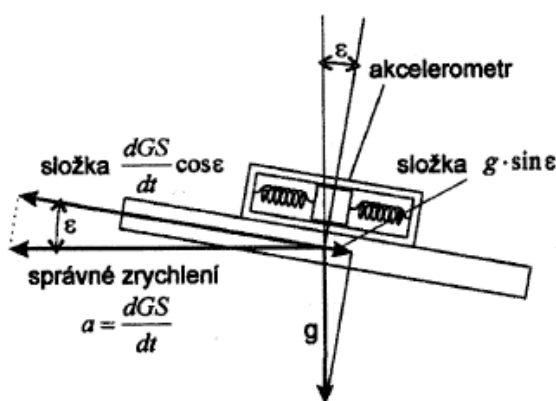
Správná indikace zrychlení

$$a = \frac{dGS}{dt} \cos \epsilon - g \sin \epsilon \quad \rightarrow \quad a = \frac{dGS}{dt} - g\epsilon$$

Indikace zkreslená nepřesným vodorovným nastavením základny

$$\cos \epsilon \approx 1 \quad \sin \epsilon \approx \epsilon, \text{ jelikož hodnoty } \epsilon \text{ jsou velmi malé}$$

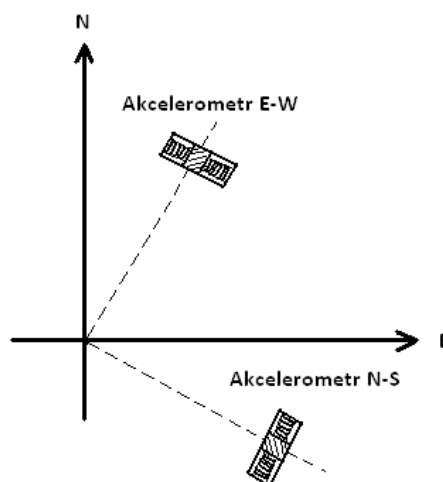
(4.07) ^[1]



Obr. 4.5 – horizontální chyba akcelerometru [1]

- Nepřesnosti samotných akcelerometrů – tyto chyby nebývají tak výrazné
- Integrační chyby v prvním stupni při výpočtu rychlosti

- 2) Neohraničené chyby (unbounded errors, nebo chyby narůstající s časem) – ty se dělí na:
- Chyby v měření zeměpisné trati – hlavní příčinou této odchylky je počáteční chybné azimutální nastavení základny – to způsobí, že zrychlení v severojižním směru nepůsobí pouze na N-S akcelerometr, ale také na E-W akcelerometr (obr. 4.6). Mimo to ještě drift azimutálního gyroskopu – chyby způsobené driftem gyroskopu jsou však velmi malé v porovnání s chybami, které mohou vzniknout při špatném počátečním nastavení.

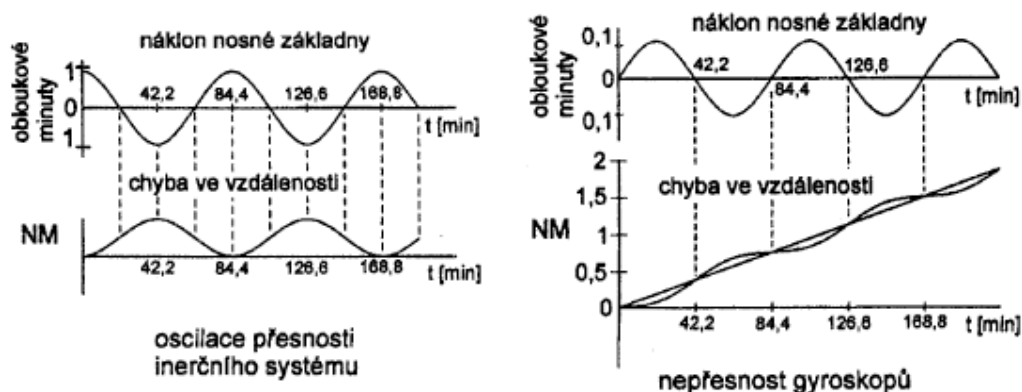


Obr. 4.6 – špatné azimutální nastavení akcelerometru

- Chyby v měření vzdálenosti – Způsobeno náhodným precesním pohybem vyvažovacích gyroskopů, což způsobuje oscilaci základny. Mimo to ještě k této chybě přispívá integrační chyba ve druhém stupni (výpočet uletěné dráhy).
- 3) Další a poslední kategorie chyb zahrnuje všechny ostatní. Tyto chyby jsou stochastické a systém od systému se liší. Jejich predikce je tudíž velmi obtížná. Chyby vyplývají z metodiky měření a rovněž zahrnují některé náhodné jevy. Nepravidelný tvar a složení Země, případně její pohyb v otevřeném vesmíru mohou mít vliv na přesnost systému. Tento druh chyb lze jen obtížně modelovat a vývoj takových systému by vedl ke dramatickému zdražení a zkomplikování konstrukce systému. Existují relativně jednodušší způsoby jak dosáhnout zpřesnění systému, jako např. již vzpomínaný UTC systém.

Následující grafy ukazují nepřesnosti vznikající při oscilaci systému. Oscilace samotné základny způsobuje kmitání odchylky od její minimální hodnoty po maximální každých 84 minut. Naproti tomu drift gyroskopů způsobuje časem se zvětšující chybu,

což je asi vůbec největší problém systému se stabilizovanou základnou, který byl proto nahrazen novějšími systémy, jako STRAP-DOWN.



Obr. 4.7 – grafy nepřesnosti INS [1]

Postup nastavení základny systému INS

Jak vyplývá z předchozího textu, je potřeba vyvážení základny provést na Zemi, dokud je letadlo v klidu, a co možná nejpřesněji. Celý proces se skládá z následujících kroků:

- 1) Zahřátí systému – uvedení kapalných částí (plovákové setrvačníky) do provozní teploty, což obvykle trvá do pěti minut.
- 2) Hrubé nastavení systému – během několika sekund je systém nastaven s přesností $\pm 1\text{-}2^\circ$
 - Základna je vodorovně hrubě vyvážena buď pomocí samotné kostry letadla (může být velmi nepřesné), nebo pomocí libely, či výstupy z akcelerometrů
 - Zeměpisný směr je nastaven pomocí nejlépe dostupného směru v letadle
- 3) Jemné nastavení systému – základna je do vodorovné polohy nejčastěji uvedena pomocí výstupů z akcelerometrů – ty musí vykazovat nulové zrychlení od gravitace. Proces může trvat až 2 minuty a vyváží základnu s přesností až na 6 úhlových sekund.
- 4) Gyrokompasování – nastavení požadovaného referenčního směru (zeměpisný sever). Gyroskop, stabilizující základnu kolem E-W osy, je připojen k motoru azimutální korekce – jakmile je základna natočena správným směrem, musí gyroskop vykazovat nulovou úhlovou rychlost (od otáčení Země).

Obvykle trvá celkové nastavení základny řádově 10-20 minut.

4.2 Alternativní systémy

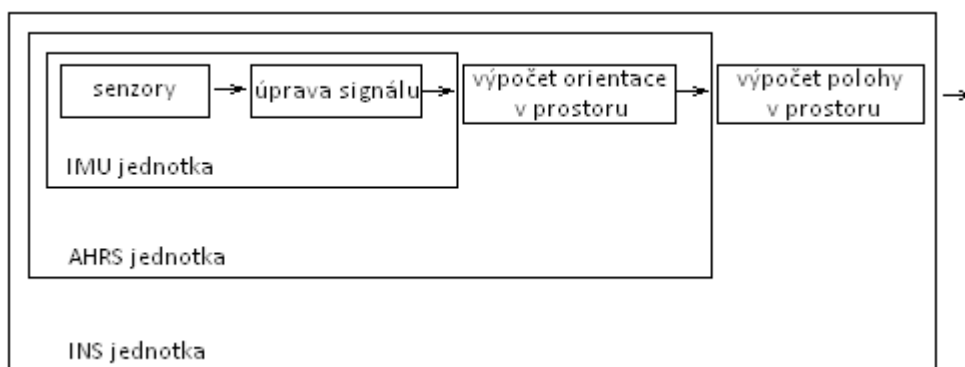
V předchozím textu byl vysvětlen základní princip systému INS se stabilizovanou základnou. Z textu vyplývá, že přesnost systému musí být nutně limitována zvyšující se

zeměpisnou šířkou. Ať už při letu kolem Země nebo při samotné stabilizaci základny. Blízko pólu dochází k velké rotaci systému kolem vertikální osy, což vede přinejmenším ke snížení přesnosti systému. V extrémním případě, při přeletu pólu, se musí celá základna v jednom okamžiku přetočit dokonce o 180° , což vede k extrémním chybám v měření jak úhlové rychlosti, tak zrychlení. Z tohoto důvodu nepoužívají nejnovější systémy tohoto typu jako referenční směr zeměpisný sever, ale nejčastějším řešením je tzv. WAS (*Wander Azimuth System, systém pohyblivého azimutu*). Toto konstrukční řešení se liší hlavně v azimutálním nastavování. Horizontální nastavování (N-S a E-W) je řešeno stejně jako v předešlém systému, tedy pomocí servomotorů, ale namísto fyzického nastavování zeměpisného severu, a tudíž otáčení základny kolem vertikální osy, je nastavení referenčního směru vyřešeno matematicky – počítač uchovává veškeré změny v nastavení zeměpisného směru (na základě údajů z horizontálních gyroskopů) a ty také využívá k výpočtu polohy. Základna se tedy neotáčí fyzicky, pouze se měří „o kolik by se otočila“. Tímto se odbourala problematika vysokých zeměpisných šířek. Od tohoto systému je už pouhý krůček k systému STRAP-DOWN.

5 Software systému

5.1 STRAP-DOWN systémy

Hlavním rozdílem mezi uvedenými systémy je to, že STRAP-DOWN systém má základnu pevně spojenou s konstrukcí letadla. Odpadávají tedy některé mechanické prvky, především pak kardanový závěs. Sensory v tomto konstrukčním řešení měří natočení základny vzhledem k počátečnímu směru, a jelikož vývoj výkonných počítačů dovolil provádět složité výpočty v průběhu letu přímo v letadle, převádí se přepočtení počátečních souřadnic do referenční soustavy Země ihned. Doposud uvedené systémy (především klasické systémy s Kardanovým závěsem), by se teoreticky úplně obešly bez moderní počítačové technologie. Výstup z akcelerometrů a gyroskopů by mohl být veden vedle korekce na sérii jednoduchých sumátorů, které by de facto postupně načítaly měnící se polohu. Tyto jednoduché systémy však již dnes nedostačují svou přesností a je potřeba vyvinout systémy daleko přesnější. Uspořádání celého STRAP-DOWN systému by se pak dalo rozdělit na jednotlivé bloky:



Obr. 5.1 – blokové uspořádání INS

IMU jednotka obsahuje všechny senzory, tedy sadu setrvačnicků a akcelerometrů, případně korekční mechanismy. Signály z těchto senzorů jsou posléze digitalizovány (pokud již nejsou v digitální podobě) v analogovo-digitálních převodnících, aby bylo později možné využití počítačového systému. Za převodníky ještě následují číslicové filtry a výpočetní korekce. Ve většině dnešních systémů je přidána tzv. Kalmanova filtrace. Jedná se o nástroj schopný filtrovat zašuměný stacionární signál v časové oblasti. Filtrace se skládá ze dvou neustále se opakujících částí. V první části (predikční část) se algoritmus snaží předpovědět vývoj signálu na základě znalosti předchozího stavu. Ve druhé části (aktualizační část) jsou tyto predikované údaje použity k úpravě skutečně naměřených hodnot. Zjednodušeně řečeno

algoritmus neustále vytváří vlastní model, který upravuje výstup skutečných údajů. Mimo jiné bývají korigovány nelinearity signálů a také jejich závislost na nepříznivě ovlivňujících veličinách, především teplotě a vibracích. Nároky kladené na rozlišovací schopnosti senzorů jsou zde značné. Sensory úhlových rychlostí musí rozlišit rychlosti mezi 10^{-4} – 10^{-5} stupňů za sekundu a jejich drift (skluz) musí být lepší než několik stupňů za hodinu. Akcelerometry mají rozlišovací schopnost řádově 10^{-6} g.

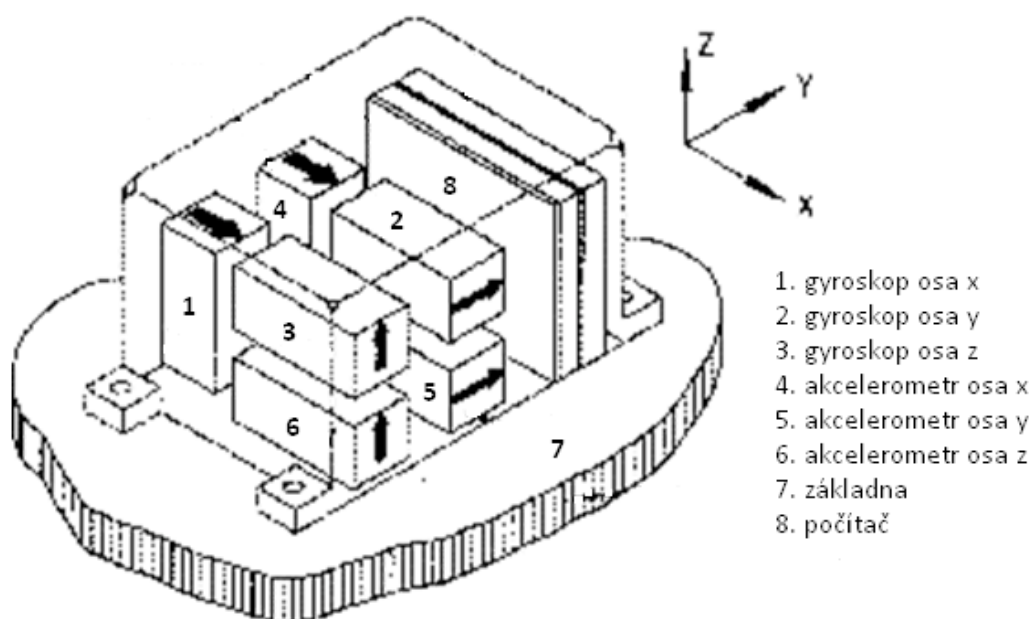
AHRS jednotka počítá z údajů IMU jednotky orientaci v prostoru. Především polohové úhly letadla (ty jsou využívány např. v umělém horizontu), kurz a rychlost. Systém zpravidla spolupracuje s externími zdroji (kvůli zpřesnění), především s navigačními prostředky VOR (vysokofrekvenční všesměrový radar) a DME (zařízení pro měření vzdálenosti), aerometrickou ústřednou a systémem pro měření magnetického pole Země.

IRS jednotka je podobná jednotce AHRS, navíc však poskytuje informace o rychlosti větru, aktuální pozici letadla a průmětu trasy letu na zem. Tento systém spolupracuje hlavně s aerometrickou ústřednou.

Konečně celková **INS** jednotka je komplexní a samostatný navigační systém, který poskytuje vedle již zmíněných úhlů hlavně polohu letadla v referenční soustavě (Země) a údaje o význačných bodech. Systém také umožňuje programovat dráhu letu a poskytovat informace autopilotovi.

Vzhledem k tomu, že je celá konstrukce pevně spojena s konstrukcí letadla, je nutné ji nějak izolovat od negativních vibrací letadla. Proto je základna umístěna antivibračním uspořádáním, které dostatečně tlumí vibrace od určité frekvence (ta je volena podle použitých senzorů a požadovaných vlastností celé jednotky).

V minulých kapitolách byly popsány principy laserových gyroskopů, které jsou dnes nejčastěji používány ve STRAP-DOWN inerciálních systémech. Sice je celá základna pevně spojena s kostrou, je však nutné gyroskopy před letem sesouhlasit se zemskými referenčními směry. Poblíž rovníku trvá sesouhlasení okolo 5 minut, mezi 60° severní a jižní šířky se gyroskopy sesouhlasí do 10 minut, mezi 60° a 70° je doba fixně stanovena na 10 minut a do $78,25^\circ$ je doba sesouhlasení 17 minut. Tato zeměpisná šířka je zároveň maximální, ve které lze ještě použít systém automatického sesouhlasení. Celkově bych dobu nutnou k sesouhlasení nepovažoval za vysloveně negativní faktor, jelikož letadla mají před odletem zpravidla dostatek času, takže není problém tento čas věnovat samotnému nastavení správné polohy.



Obr. 5.2 – ilustrace STRAP-DOWN systému [17]

6 Ovládání a aplikace

6.1 Zabezpečení

Z hlediska provozu letecké techniky je nejdůležitějším faktorem bezpečnost. Aby byla zajištěná odpovídající kvalita informací, je potřeba zabezpečit funkčnost systému, stabilní přenos dat a přesné zobrazení výstupu.

Samotná INS jednotka musí být, jako každá součást letadla, alespoň jednou zálohovaná. Systémy jsou umístěny a napájeny nezávisle na sobě a při výpadku jsou schopny se vzájemně zastoupit. Navíc zdvojený (ztrojený) systém je vždy přesnější, než jednoduchý systém. Přenos dat a zobrazení je zabezpečeno dalším samostatným systémem – ADIRS (*Air Data and Inertial Reference System, systém atmosférických údajů*). Systém předává pilotovi řadu potřebných informací – údaje o výšce, teplotě a rychlosti a údaje polohové.

ADIRS (viz. schéma 6.4) jako takový samozřejmě také potřebuje zálohovat, a proto se skládá ze tří nezávislých kanálů ADIRU (*Air Data and Inertial Reference Unit, dílčí jednotka*) – každý kanál je izolovaný a nezávislý. Do systému rovněž vedou údaje ze záložních přístrojů, odpovídače a FMGC (*Flight Management and Guidance Computer, kontrolní a navigační letový počítač*).

ADIRU jednotka je dále tvořena:

- **ADR** (*Air Data Reference, reference vzdušných dat*) – poskytuje klasické informace o letadle vzhledem k vnější atmosféře – tlaková výška, vzdušná rychlost, úhel náběhu a jiné
- **IR** (*Inercial Reference, inerciální reference*) – jednotka podávající informace o prostorové poloze a orientaci letadla – trať, úhlové rychlosti letadla, poloha, traťová rychlost

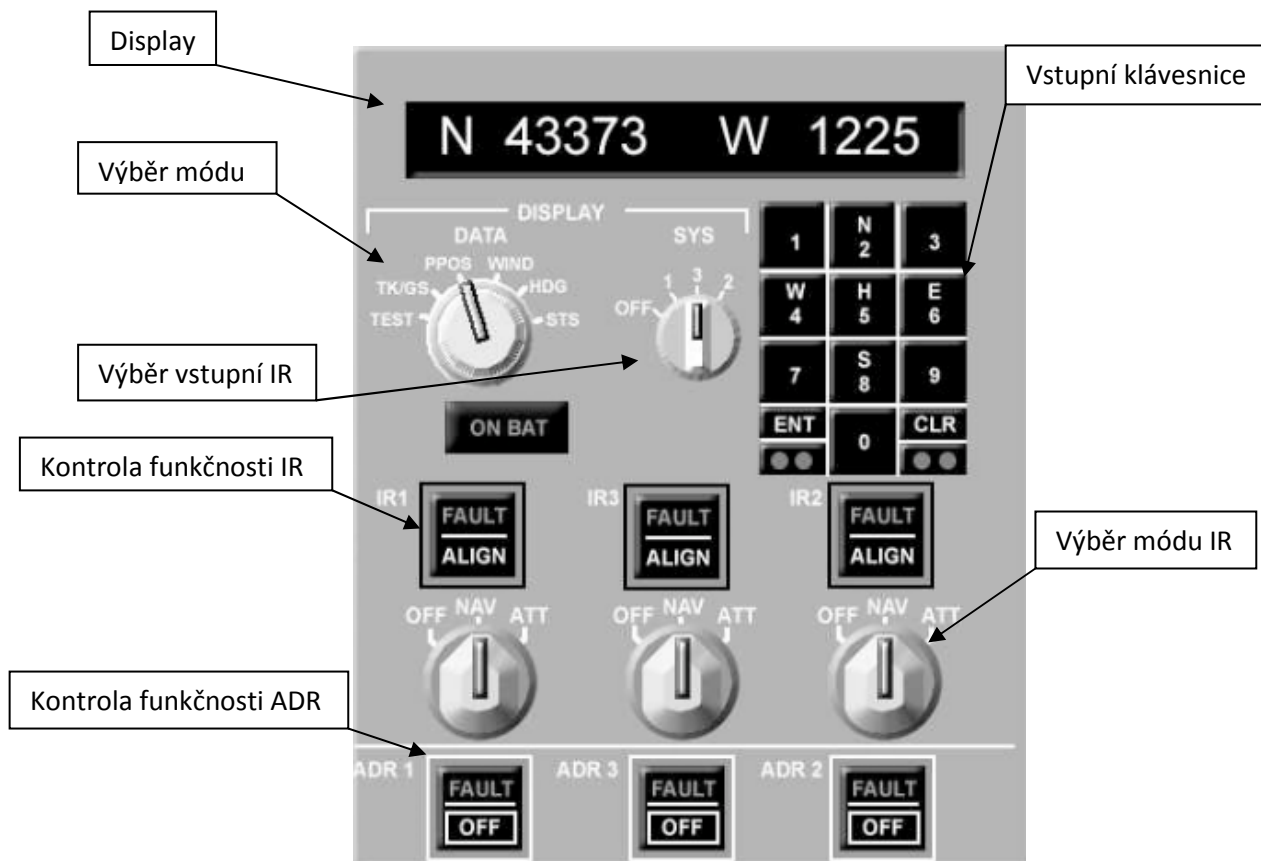
Obě tyto části jsou vzájemně nezávislé a mohou pracovat jedna bez druhé

- vzdušné senzory – pitotovy trubice (3), vstupy statického tlaku (6), snímače teploty (2), snímače úhlu náběhu (3)
- **ADM** (*Air Data Module*) – analogovo-digitální převodníky (celkem 8)
- **GPS** přijímače – pokud se jedná o hybridní systém navigace (INS/GPS) se vzájemnou korekcí, jsou vstupy z GPS zavedeny právě sem (2 nezávislé)

6.2 Ovládání

Systém ADIRS se ovládá buď kontrolním panelem systému – ADIRS panel (ADIRS CDU - Control Display Unit, obr. 6.1) nebo na tzv. sdruženém multifunkčním ovládacím

panelu (Multifunction Control Display Unit, obr 6.2). Oba obrázky pocházejí z Airbusu. Jak je vidět na prvním obrázku, CDU panel umožňuje odpojit jak jednotku IR, tak jednotku ADR, v případě, že by měla některá závadu – IR jednotku lze odpojit úplně, nebo přepnout do režimu ATT – schopnost jednotky udávat polohu, neschopnost navigovat.



Obr. 6.1 – ADIRS CDU Panel [8]

Jednotlivá nastavení CDU panelu:

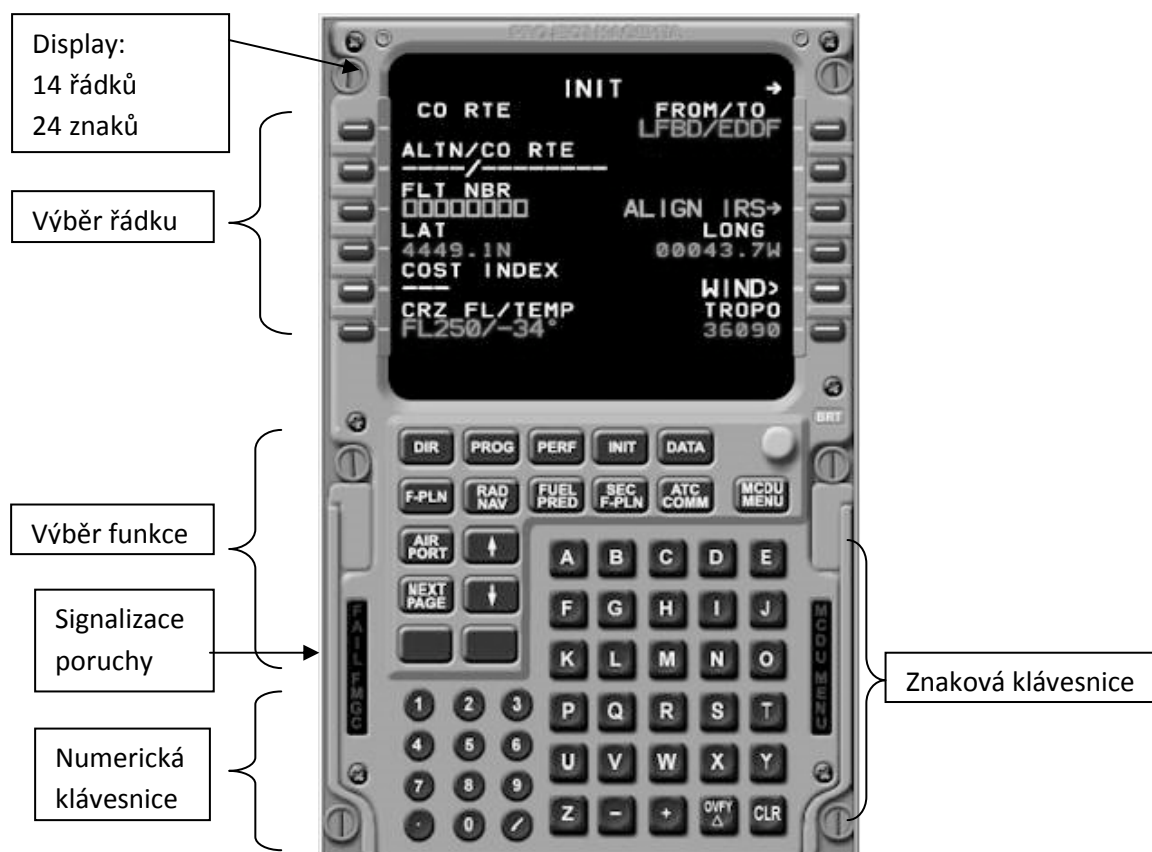
- TEST – test funkce číselných zobrazení (displeje zobrazí číslici 8)
- TK/GS – True Track & Ground Speed – zobrazí skutečný kurz a rychlost
- PPOS – zobrazuje polohu v zeměpisných délkách a šířkách (lat. & lon.)
- WIND – zobrazí směr a rychlost větru
- HDG – heading – zobrazí zeměpisný kurz letu
- STS – zobrazí průběh vyrovnávání základny před letem
- Nastavení SYS umožňuje výběr IR jednotky, která bude dodávat informace

Svítlí-li kontrolka „on bat“, systém je z nějakého důvodu napájen ze záložní baterie letadla. To samozřejmě znamená brzký výpadek navigačního systému. Numerická klávesnice může být použita např. při přeletu známého bodu (fixu) jako je VOR, ke zpřesnění systému.

Následující obrázek ukazuje komplexní systém navigační kontroly pro letadlo. Zařízení nám především umožňuje pracovat s letovým plánem, případně jej měnit, odhaduje potřebné palivo a časy příletu. Kontrolní panel umožňuje ovládání celého FMS počítače, který ovládá všechny důležité prvky letadla.

Nastavení MCDU panelu:

- display ovládáme tlačítky na boku
- pomocí klávesnic jsme schopni měnit FPL (Flight Plan), upravovat waypoints apod.
- DIR – úprava FPL
- PROG – přístup k dané fázi letu – zobrazí kurz, maximální výšku letu a jiné navigační údaje
- PERF – výkonnostní údaje, především hodnota optimální rychlosti (Machova čísla)
- INIT – inicializační fáze – nastavení před startem
- DATA – zobrazí stav senzorů, napájení apod.
- F-PLN – přístup k letovému plánu – predikce dalších bodů
- RAD NAV – zobrazí frekvence a identifikace navigačních prostředků po trati
- FUEL PRED – předpoklad vývoje stavu paliva
- SEC F-PLN – záložní letový plán – většinou používáný při diverzích na záložní letiště
- ATC COMM – navazuje komunikaci s ATC (řízení letového provozu)
- MCDU MENU – přístup do systémů, které používají MCDU jako zobrazovací jednotku
- AIRPORT – zobrazí část FPL, která se týká dalšího letiště po trati
- OVIFY – odstraní vybraný fix z FPL



Obr. 6.2 – MCDU jednotka [9]

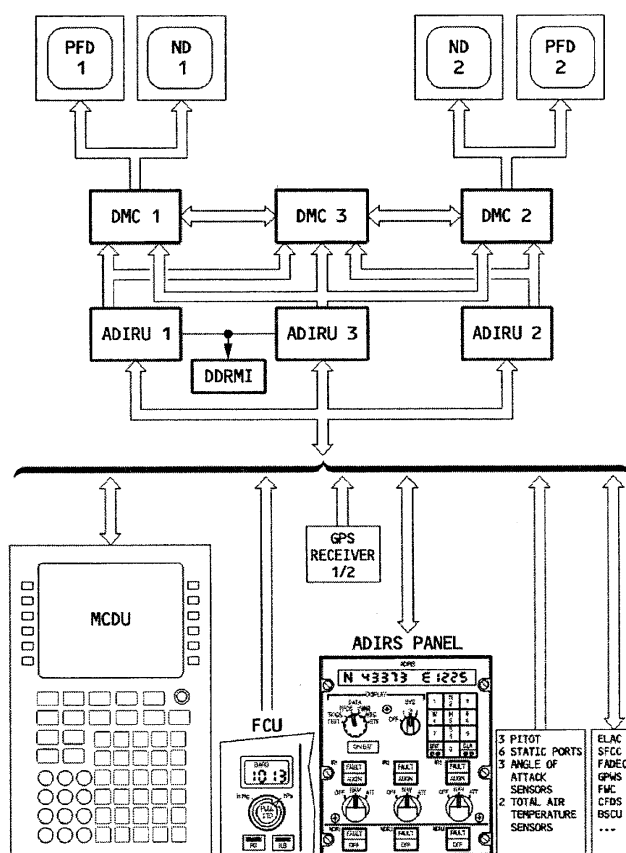
Celkový pohled na zařízení ADIRS ukazuje následující schéma – obr. 6.4. Je vidět, že systém je dobře vzájemně provázaný, tudíž zastupitelný, a zároveň relativně bezpečný.

Popis schématu:

- Vstupy systému:
 - MCDU, ADIRS Panel
 - GPS korekční vstup
 - FCU – Flight Control Unit
 - údaje o tlaku, úhlu náběhu, teplotě
 - FADEC, GPWS...
- ADIRU 1-3 – vstupní údaje jsou shromažďovány ve třech oddělených jednotkách ADIRU
- DDRMI – Digital Distance and Radio Magnetic Indicator – malý kontrolní panel ukazující radiály a vzdálenosti VORů, případně udává informaci o chybách přijímače
- PFD – Primary Flight Display – neboli EADI (*Electronic Attitude Director Indicator, ukazatel letové polohy*), který je dnes součástí moderního komplexního systému zobrazení letových přístrojů EFIS (*Electronic Flight Instrument System, sada*

elektronických digitálních ukazatelů). Jedná se o dva displeje pro zobrazování údajů pro každého pilota – každý je napojen na své vlastní vstupy, v případě potřeby lze vstupní elementy přepojit. Display je v podstatě elektronický umělý horizont, který je zpravidla navíc doplněn údaji o rychlosti letu, výšce letu, změně výšky a kurzu

- ND – Navigational Display – rovněž známý jako EHSI (*Electronic Horizontal Situation Indicator, ukazatel horizontální situace*), dva displeje jsou také součástí EFIS. Zobrazuje celkovou horizontální situaci – mapu, letěnou trať, významné body, kurz, vzdálenosti a volitelně i údaje z meteoradaru



Obr. 6.4 – schéma ADIRS [1]

6.3 Aplikace výstupu z INS

V moderních letadlech je výstup z inerce použit především k již zmíněnému ND, který pilotovi umožní jednoduchou navigaci v prostoru, včetně vykreslení všech podstatných bodů, ať už traťových, nebo bodů výškového omezení. Vzhledem k tomu, že systém potřebuje výpočetní techniku k vypočtení polohy a jejího vývoje, nesetkáme se s mechanickými indikátory vůbec. Signály jsou dnes zpracovány digitálně.

Vedle tohoto využití, jsou výstupní signály použity k dalším podpůrným systémům v dopravních letadlech, jako např. EGPWS (*Enhanced Ground Proximity Warning System*) – systém, který upozorní pilota při letu blízko povrchu Země. Tento vylepšený (Enhanced) systém oproti předešlému nabízí větší spolehlivost při letu proti strmému terénu. Systém pracuje s celosvětovou databází výškových kót, je tedy nutné dosti přesně vědět, kde se letadlo nachází – tyto údaje poskytuje právě INS/GPS.

6.4 Chování v provozu

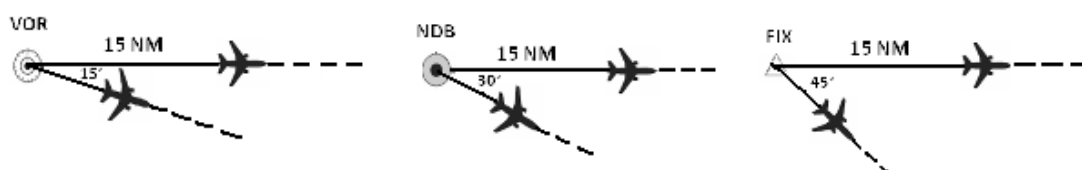
Z pohledu dnešního pilota dopravního letadla nepředstavuje ovládání, či používání inerciálních systémů prakticky žádnou zátěž. Pilot jednoduše provede počáteční sesouhlasení dle manuálu a po celou dobu letu se nemusí o nic starat. Počítač INS sám rozhodne, které údaje jsou nejbližší skutečnosti a sám si je upraví. Pilot sice má možnost do systému zasáhnout, ale jen těžko by mohl rozhodnout v danou chvíli lépe, než řídící jednotka.

V případě selhání některé funkční části je vše automaticky přepnuto na záložní jednotku, případně je pilotovi dána možnost výběru. Mimo to, je pilot vždy upozorňován na některém z displayů.

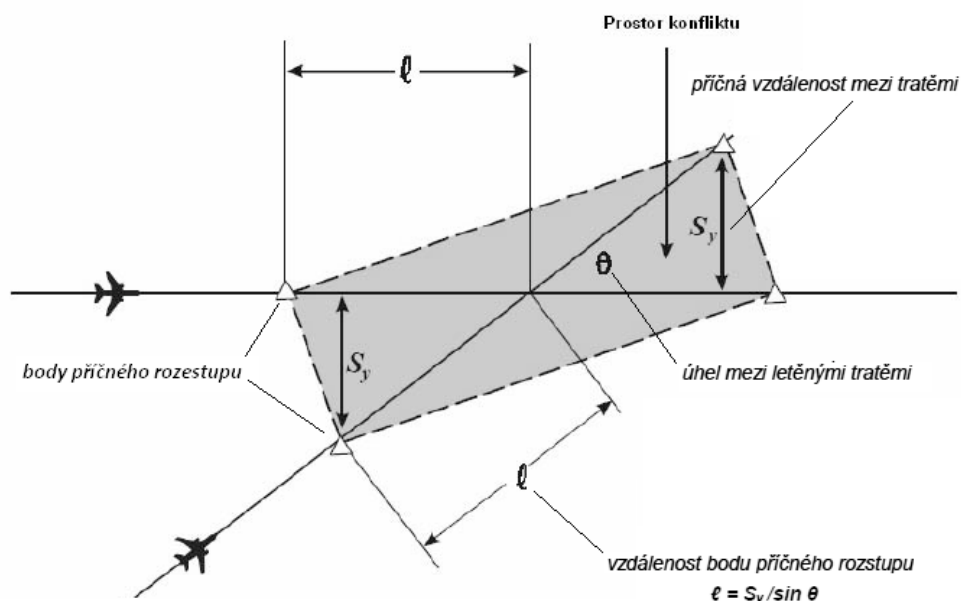
7 Použití INS v dnešních letadlech

Ačkoliv se tento systém v běžném provedení může zdát jakkoliv nepřesný, stále se jedná o jeden z nejlepších systémů, které lze použít i v řídce osídlených oblastech, zvláště pak při přeletech oceánů. S tímto navigačním systémem si může letadlo konečně zvolit přesně takovou trať, jakou chce (přestože v rámci bezpečnosti je stále snaha dodržovat určené tratě), a tím šetřit čas a palivo. U velkých a středně velkých dopravních letadel dnes už v naprosté většině inerciální systém objevíme, záleží jenom na konkrétním typu. V předchozím textu jsem nastínil myšlenku, že systém může být velice levný, pokud se spokojíme s nižšími přesnostmi, zároveň budeme létat po tratích, které požadují nižší navigační přesnost, a konečné přiblížení budeme řešit jiným navigačním způsobem. Rovněž ale můžeme systém udělat velice přesným, především aplikací Kalmanova filtru, zpřesňováním z vnějších zdrojů a aplikací novějších technologií – například nově rozvíjené piezoelektrické akcelerometry a výkonnější počítače.

Navigační přesnost ovlivňuje především službu ŘLP, která by si mohla dovolit používat mnohem kratší rozestupy. Jen pro příklad: procedurální rozstup dvou letadel letících na různých tratích, určující polohu vzhledem k zařízení VOR je požadován rozchod tratí minimálně 15° a vzdálenost prvního letadla od majáku 15 NM, pro zařízení NDB je to 15 NM a 30° a pro výpočtovou navigaci je to již 45° a 15 NM (viz obr. 7.1).



Obr. 7.1 – procedurální rozestupy rozchodných tratí



Obr. 7.2 – výpočet příčného rozestupu při použití RNAV [20]

Pokud se podíváme na rozestupy používané na stejných tratích (i stejná letová hladina), dostaneme se na hodnotu 20 NM (letadla používají stejný navigační prostředek, nebo navigační FIX). Tato hodnota se použije pro srovnatelná letadla určující vzdálenost od jednoho DME, na který přímo letí, nebo od daného bodu, který určí např. GPS systémem. Tuto hodnotu lze samozřejmě zmenšit, pokud je první letadlo prokazatelně rychlejší. Minimální, předpisem stanovená, hodnota, je 10 NM, což odpovídá asi 3 minutám při časových rozestupech. Tyto postupy se používají při hustším provozu, částečně odpovídají rozstupům na přistání a při odletech.

Je vidět, že zde stále existuje prostor pro zlepšení. Předpisové vzdálenosti jsou stále odvozeny od patřičné navigační přesnosti, přestože by se tyto hranice mohly posunout blíže k mezi bezpečnosti. Tím myslím především meze dané vzájemným ovlivňováním letadel vlastní turbulencí v úplavu, apod.

Vzhledem k tomu, že žádný samotný systém není naprosto bezchybný a dokonalý, muselo jednoznačně dojít k vzájemnému propojení jednotlivých systémů. Uvedu tedy několik typů systému, které se v současné době vyskytují na letadlech, ať už dopravních, tak i vojenských.

Systém LTN-92 – v současnosti jeden z nejpreciznějších navigačních systémů určený primárně pro civilní letectví. Byl zkonstruován americkou firmou Litton. Samozřejmě využívá trojprstencové laserové gyroskopy a FR Akcelerometry (silové balanční). Cílem bylo vyrobit systém, který bude po delší dobu schopen naprosto nezávislé činnosti, při splnění

předpisových požadavků a především vytvořit možnost implementace vnějších zdrojů. Výsledkem je zařízení, které dokáže po 12,5 hodiny produkovat polohové informace odpovídající přesnosti RNP 10 NM, aniž by bylo připojeno k vnějšímu zdroji informací. Tato doba pokryje možný dolet, např. B747 zhruba ze 3/4. Na druhou stranu lze zařízení připojit k velké spoustě vnějších navigačních zařízení – především GPS, VOR, DME, TACAN, či meteoradar. Výrobce udává přesnost RNP 0,3 NM, což bez problémů vyhovuje dnešním trendům. Pro vojenská letadla také poskytuje úpravu v podobě vstupu vojenského P-kódu GPS. Mezi letadla, která tento systém již využívají, patří např. Boeing 747, McDonnell Douglas DC-10, Lockheed L-1011 a z vojenských F-22.

Systém H-423 – pracuje velmi obdobně jako předchozí systém, ale je projektován pouze pro provoz vojenských letadel. Vyroben byl americkou firmou Honeywell. Rovněž je tvořen laserovými gyroskopy a akcelerometry. Systém obsahuje řadu záložních a kontrolních mechanismů, jež musí splnit vojenské předpisy. Umožňuje také integraci údajů z radiomajáků a GPS. Mezi letadla, která jej využívají, patří např. F-16, F-15E, F-111, F117 a dokonce švédský Saab JAS 39 Gripen, prozatím používaný mimo jiné českými armádními vzdušnými silami.

Další systém, který stojí za zmínku, je vývojově nejnovější typ firmy Honeywell. Jedná se o systém EGI (*Embedded GPS Inertial, provázaný systém*). Název napovídá, že se jedná o systém, který sice pracuje na stejném principu jako předchozí (INS+GPS), ale systém vše provádí naprosto automaticky. Pilot se sám nemůže rozhodnout, který systém zvolí, vše vybere procesor, který posoudí správnost a přesnost jednotlivých údajů. V případě poruchy získává systém další údaje ze zapamatovaných předchozích hodnot. Hlavním cílem bylo vytvořit systém, který bude minimálně zatěžovat pilota, jelikož se plánuje použití především ve vojenském sektoru, např. v letadlech X-31, X-36 nebo MB-339. Následující tabulka srovnává uvedené typy používaných zařízení.

Typ zařízení	přesnost	použití	životnost	letadla
LTN-92	3,6 km/h	civilní	do 4000 h	B747, DC-10, L-1011
H-423	1,44 km/h	vojenská	4000 h	F15, F16, JAS 39 Gripen
EGI	< 2 km/h	vojenská	6500 h	X-31, X-36, MB-339

tab.3 – srovnání základních údajů

8 Vývoj

Vzhledem k dnešním technologickým možnostem je umožněn plynulý vývoj inerčních systémů. V blízké budoucnosti vidím využití především mikroelektromechanických snímačů, kterým nemůže konkurovat prakticky nic, jelikož jsou velikostně, hmotnostně i cenově na vysoké úrovni.

V předchozích kapitolách již byly představeny typy, které byly založené na vzájemném zpřesňování jednotlivých zařízení. Osobně si dovedu představit, že se touto cestou celkový vývoj dá. INS tvoří kvalitní základ pro leteckou navigaci, přičemž do jisté míry dokáže být jediný prostředek na palubě. To, že doba požaduje čím dál větší přesnost, bezpečnost a spolehlivost, nutí výrobce tvořit systémy vzájemně kompatibilní. Předpokládám, že vůbec u všech systémů používaných v letadle bude docházet k postupné automatizaci, neboť lidská reakce je přece jen omezená. Již dnes je stanoveno předpisem, že např. při horizontálním letu v RVSM prostoru (*Reduced Vertical Separation Minima, prostor snížených vertikálních rozestupů*) musí být letadlo v rukou autopilota. Rovněž dnešní nestabilní konstrukce vojenských stíhacích letounů by bez neustálých korekčních mechanismů autopilota nemohly vůbec létat. Dalším příkladem může být třeba systém Autoland, schopný přistát i v absolutní mlze bez pomoci pilota. Otázkou zůstává, do jaké míry jsme ochotni svěřit své životy elektronickým systémům, ať už jakkoliv spolehlivým. Nicméně, v praxi vůbec není obtížné zadat do FMS veškeré údaje o letu, který by mohl být nakrásně celý proveden autopilotem, navíc přístrojově přesněji než v případě lidského provedení. Hlavním důvodem, proč tomu zatím tak není, jsou zřejmě finance a obavy ze selhání systému. Automatické systémy jsou ve všech případech nepředstavitelně drahé a letecká přeprava by se v takovém případě pravděpodobně ani nevyplatila. Zřejmě bychom ani nenašli provozovatele, který by byl ochoten převzít na sebe odpovědnost za všechny autopiloty, kteří pilotují jeho letku. Někdy je prostě jednodušší přenést zodpovědnost na pilota. Pravdou však je, že v dnešních dopravních letadlech se vskutku autopilot zapíná krátce po vzletu a vypíná těsně před přistáním.

Na druhou stranu rovněž předpokládám, že vydaří-li se projekt Galileo tak, jak má, je velice reálné, že inerciální systémy budou postupně upadat. Přece jen kvalitní inerciální systémy s dostatečnou přesností jsou velmi drahé. Jejich ceny nemohou konkurovat srušeným přijímačům GPS/Galileo, které navíc nabídnou přesnost o řád vyšší. Rovněž jejich velikost, hmotnost, náročnost údržby a obsluhy je poměrně lepší, než u inerčních systémů. Nicméně, u systémů, které používají vnější zdroje informací, se nikdy nemůžeme

stoprocentně spolehnout, že budou fungovat v jakékoliv fázi letu. Navíc je možné, že ve vybraných oblastech, jako jsou oblasti blízko pólů, nebude viditelný dostatek družic, respektive jejich signál bude hodně zkreslován, což nahrává inerciální navigaci.

Dle mého názoru nemůže INS úplně vymizet z paluby dopravních letounů, spíše dojde k tomu, že se k němu připojí zpřesňující zařízení. V takovém případě budeme prakticky kdykoliv a kdekoliv vědět, kde se letadlo nachází. Informace, které budou k dispozici, budou tak přesné, že budeme moci zúžit ochranné prostory s ohledem na reakční dobu letadla a vzájemné ovlivňování letadel. Když srovnáme rychlost, jakou se letadlo pohybuje, informace o poloze, které máme k dispozici a reakční dobu pilota, potažmo letadla, je poloha v daný čas naprosto přesná. Vlastně odchylka v řádu stovek metrů hraje nevýznamnou roli vzhledem k dopředné rychlosti, ale, bohužel, může hrát roli při odchylce stovek metrů od trati, nebo od přistávací dráhy.

9 Zhodnocení cílů

Práce ve zkratce pojednala o nejdůležitějších meznících v historii letecké navigace. Není úplně možné věnovat se zde této rozsáhlé problematice jakkoliv zešíroka, tato část je tedy popsána relativně jednoduše. Hlavní část byla v práci věnována jednoznačně inerciálním systémům, které tvoří naprosto zásadní mezník v letecké navigaci vůbec. Popsány byly zejména funkční principy několika dosavadních druhů řešení, přičemž jsem se rovněž snažil popsat veškeré okolnosti, které s popisovanými jevy souvisí. Rovněž praktické poznatky pomohou čtenáři lépe pochopit problematiku navigace jako takové ve skutečném provozu, což nemusí být z pouhého výčtu vzorců jasné. Posledním bodem bylo vytvoření prezentačního programu, který je vytvořen jako příloha. Cíle bakalářské práce byly tedy splněny.

10 Závěr

Přestože hlavní výhoda tohoto systému je zřejmá, a to nezávislost, není úplně tak v našich silách vytvořit nezávislý systém, který by předčil všechny ostatní. V ideálním případě by stačil letadlu právě tento systém, který by svou přesností dostáchoval po celou dobu letu. Věřím, že vývoj takového systému by byl možný, nicméně natolik drahý, že se zřejmě nevyplatí. Volíme proto cestu kompromisu a spojíme výhody každého systému v jeden dokonalý celek. Při současném počtu letadel, nejsou navigační systémy zcela dostačující. Důkazem toho jsou především sloty (ať už vlivem kapacity letišť, nebo kapacity vzdušných prostorů). Letecká doprava by mohla být mnohem více nahuštěna, to by ovšem vyžadovalo skutečně solidní přesnost navigace a vedle toho rovněž zvýšení kapacity letišť – toho je možné dosáhnout např. vystavěním více paralelních drah a použitím moderních systémů a postupů pro přiblížení a přistání jako je třeba SOIA (*Simultaneous Offset Instrument Approach, paralelní přiblížení na blízkých drahách*). Při současném růstu světové populace a rozmachu letectví musí poptávka po letecké přepravě růst. Navíc se rozmáhají low-costové společnosti, díky kterým si cestu letadlem může dovolit téměř každý. Vývoj navigačních prostředků je tedy nevyhnutelný.

S faktickým rozvojem techniky vůbec jde bohužel ruku v ruce potřeba zaměřit se více na lidský faktor. Protože elektronické systémy jsou dnes na špičkové úrovni, je potřeba rovněž piloty, respektive všechny pracovníky, kteří s těmito zařízeními přijdou do styku řádně vyškolit. Je sice krásné, že máme na palubě systém s přesností řekněme stovky metrů a autopilota, který dokáže sám přistát. Bohužel nelze se vždy spolehnout na elektroniku a v případě poruchy zůstává letadlo pouze v rukou pilota, který nese plnou odpovědnost.

Nelze tedy vyvíjet podobné systémy tak rapidně rychle, dokud nebude vymyšlen systém, jak výrazně omezit lidskou chybovost, protože to je v současnosti nejméně spolehlivý článek.

11 Seznam použitých zdrojů

Publikace:

- [1] VOLNER R. *Digitální technologie - elektronické přístrojové systémy*. Ostrava: VŠB-TU Ostrava. 2007. ISBN 978-80-248-1640-1
- [2] VOLNER, R. *Letecká radiotechnika*. Praha: ČVUT Praha. 2003. ISBN 80-7204-294-7
- [3] VOLNER, R. a kol. *Flight Planning Management*. Brno: CERM Brno. 2007. ISBN 978-80-7204-496-2
- [4] VOLNER, R. *Radionavigace I*. Ostrava: VŠB-TU Ostrava. 2008. ISBN 978-80-248-1917-4

Internetové zdroje:

- [5] *Educational Observatory* [online]. 2010-7-16 [cit. 2010-12-27]. GPS Errors. Dostupné z WWW: <http://edu-observatory.org/gps/gps_accuracy.html>
- [6] CRAMER, Michael. GPS/INS Integration. *Photogrammetric week '97'* [online]. 1997, 97, [cit. 2010-12-27]. Dostupný z WWW: <<http://www.ifp.uni-stuttgart.de/publications/phowo97/cramer.pdf>>
- [7] *Ks_feld* [online]. c2004 [cit. 2010-12-27]. Systém TACAN. Dostupné z WWW: <http://ks_feld.sweb.cz/predmety8/rup_files/tacan.html>
- [8] *Meriweather's Photo Gallery* [online]. c2007 [cit. 2010-12-27]. A320 ADIRS Control Display. Dostupné z WWW: <<http://www.meriweather.com/320/over/adirs.html>>
- [9] *Meriweather's Photo Gallery* [online]. c2007 [cit. 2010-12-27]. A320 MCDU. Dostupné z WWW: <<http://www.meriweather.com/320/mcdu/mcdu.html>>
- [10] *Flight Simulator Navigation* [online]. 1999-2004 [cit. 2010-12-27]. Dostupné z WWW: <<http://www.navfltsm.addr.com/>>
- [11] *Northrop Grumman Electronic Systems* [online]. 2009 [cit. 2010-12-27]. LTN-92 Ring Laser Gyro Inertial Navigation System. Dostupné z WWW: <<http://www.es.northropgrumman.com/solutions/lt92/index.html>>
- [12] *Non-directional beacon* [online]. 2011-1-20 [cit. 2011-1-29]. Dostupné z WWW: <http://en.wikipedia.org/wiki/Non-directional_beacon>
- [13] *VHF omnidirectional range* [online]. 2011-1-10 [cit. 2011-1-29]. Dostupné z WWW: <http://en.wikipedia.org/wiki/VHF_omnidirectional_range>

- [14] *Global Positioning System* [online]. 2011-1-24 [cit. 2011-1-29]. Dostupné z WWW: <http://cs.wikipedia.org/wiki/Global_Positioning_System>
- [15] *Inertial Navigation System* [online]. 2011-1-28 [cit. 2011-1-29]. Dostupné z WWW: <http://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_navigation_system>
- [16] *What is a Gimbal and what does it have to do with NASA* [online]. 2008 [cit. 2010-12-27]. Dostupné z WWW: <<http://www.howstuffworks.com/gimbal.htm/printable>>
- [17] *Strapdown systems* [online]. 1995 [cit. 2011-1-29]. Dostupné z WWW: <<http://xenia.media.mit.edu/~verp/projects/smartpen/node8.html>>
- [18] *The Sagnac Effect* [online]. 2010-7-17 [cit. 2011-1-29]. Dostupné z WWW: <<http://www.cleonis.nl/physics/phys256/sagnac.php>>
- [19] *Polarizační filtr* [online]. 2010-12-3 [cit. 2010-1-29]. Dostupné z WWW: <http://cs.wikipedia.org/wiki/Polariza%C4%8Dn%C3%AD_filtr>
- [20] Česká republika. L4444: Postupy pro letové navigační služby. In *Národní letecké předpisy*. 2002, s. 304. Dostupný také z WWW: <http://lis.rlp.cz/predpisy/predpisy/dokumenty/L/L-4444/data/print/L-4444_cely.pdf>